CAPSULA ESPACIAL

Revista digital de astronáutica y espacio
Nº 22 - 2019

Cohetes de propulsión nuclear

Proyecto NERVA
Programa PEWEE 1
Proyecto YaR-1
Topaz-II

Estimados lectores

Este número de *Cápsula Espacial* trata de los proyectos de grandes cohetes de propulsión nuclear ideados por Estados Unidos y la Unión Soviética con el objetivo de llegar hasta el planeta Marte, ideas de la década del `60 que se probaron en la superficie terrestre, pero que finalmente no se llevaron a cabo en el espacio, un capítulo atrapante en la historia de la astronáutica.

Usted puede colaborar con la revista para la creación de contenidos a través de los botones de donación que posee el Blog.

Muchas gracias

Biagi, Juan

Contacto

https://capsula-espacial.blogspot.com

https://www.facebook.com/capsula.espacial

https://www.instagram.com/capsula_espacial/

r.capsula.espacial@gmail.com

Portada Cohete del Programa NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application)

Contenido

Propulsión nuclear en el espacio

Motores de cohetes químicos

Motor nuclear térmico

Proyecto NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application)

Proyecto NERVA y Rover

Programa Rover

Programa KIWI

KIWI-A

KIWI-B

Programas Phoebus 1A y 2A

Programa Nuclear Furnace NF-1

Programa PEEWEE 1

Programa NERVA/ NRX (Rocket Nuclear Xperimental)

Programa RIFT (Reactor In-Flight Test)

Cohetes nucleares soviéticos

Proyecto YaR-1

Complejo Baikal-1

Reactores IR

Motor RD-0410

Topaz II

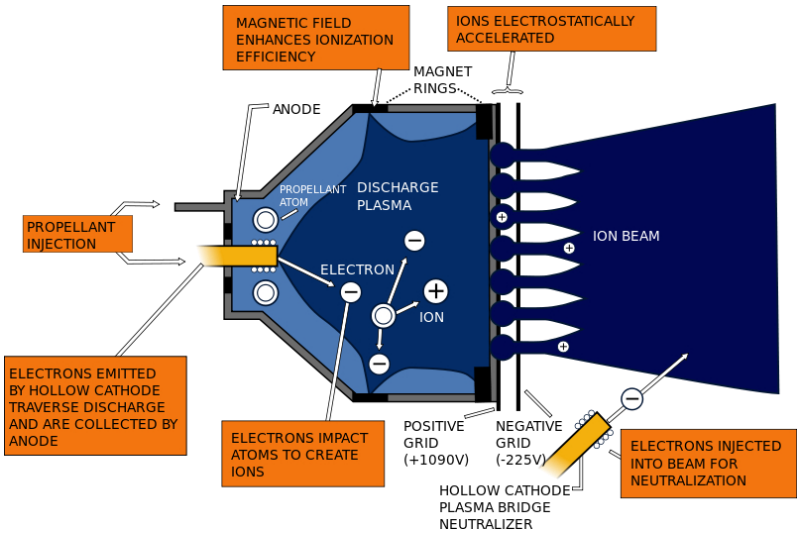
Propulsión nuclear en el espacio

Desde el inicio de la era espacial, la propulsión química ha sido usada en todos los cohetes y en las naves espaciales, no es una mala opción para alcanzar la órbita terrestre, pero para viajar mas allá de la Luna, seria necesario utilizar otras alternativas, entre ellas, la propulsión nuclear es una de las grandes esperanzas de la exploración tripulada del Sistema Solar.

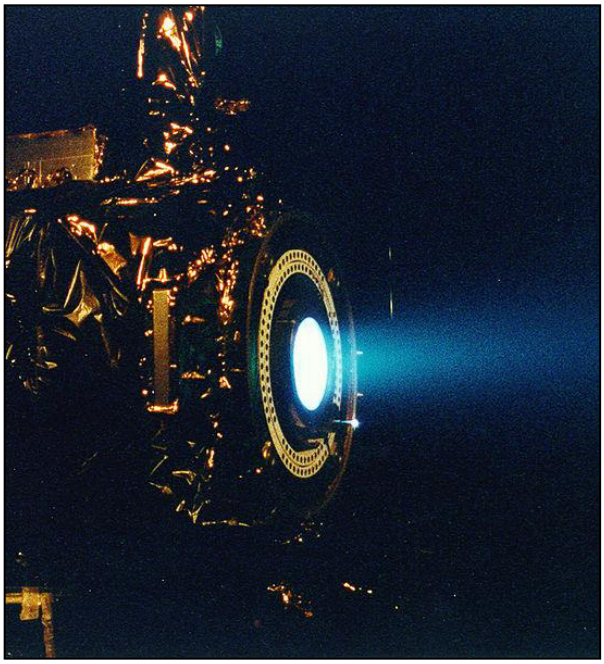
Frente a las limitaciones de los motores químicos tradicionales, la energía nuclear promete alcanzar elevados empujes e impulsos específicos, necesarios para poder hacer realidad un viaje por ejemplo, al Planeta Marte.

Hay dos formas principales para aprovechar la energía nuclear en misiones espaciales.

La primera, más simple como concepto, la propulsión nuclear térmica, según este sistema, el calor generado por un reactor de fisión se utiliza para calentar un propelente que actúa como fluido de reacción, la otra es la propulsión nuclear eléctrica, consistente en usar un reactor nuclear para alimentar una serie de motores eléctricos (iónicos o de plasma).



Concepto y prueba de motor iónico

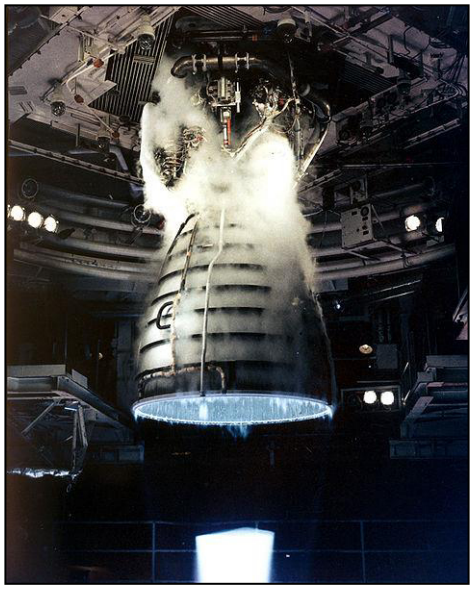


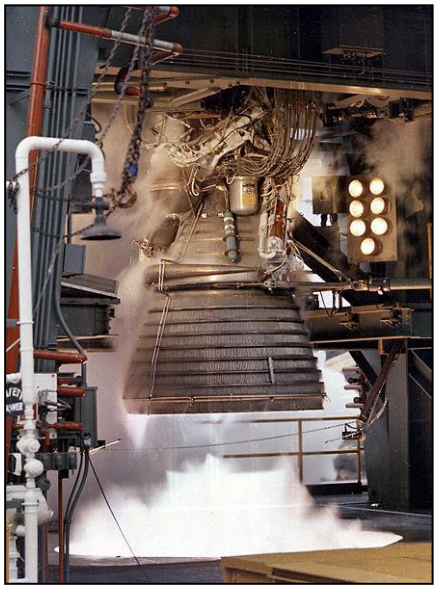
Motores de Cohetes Químicos

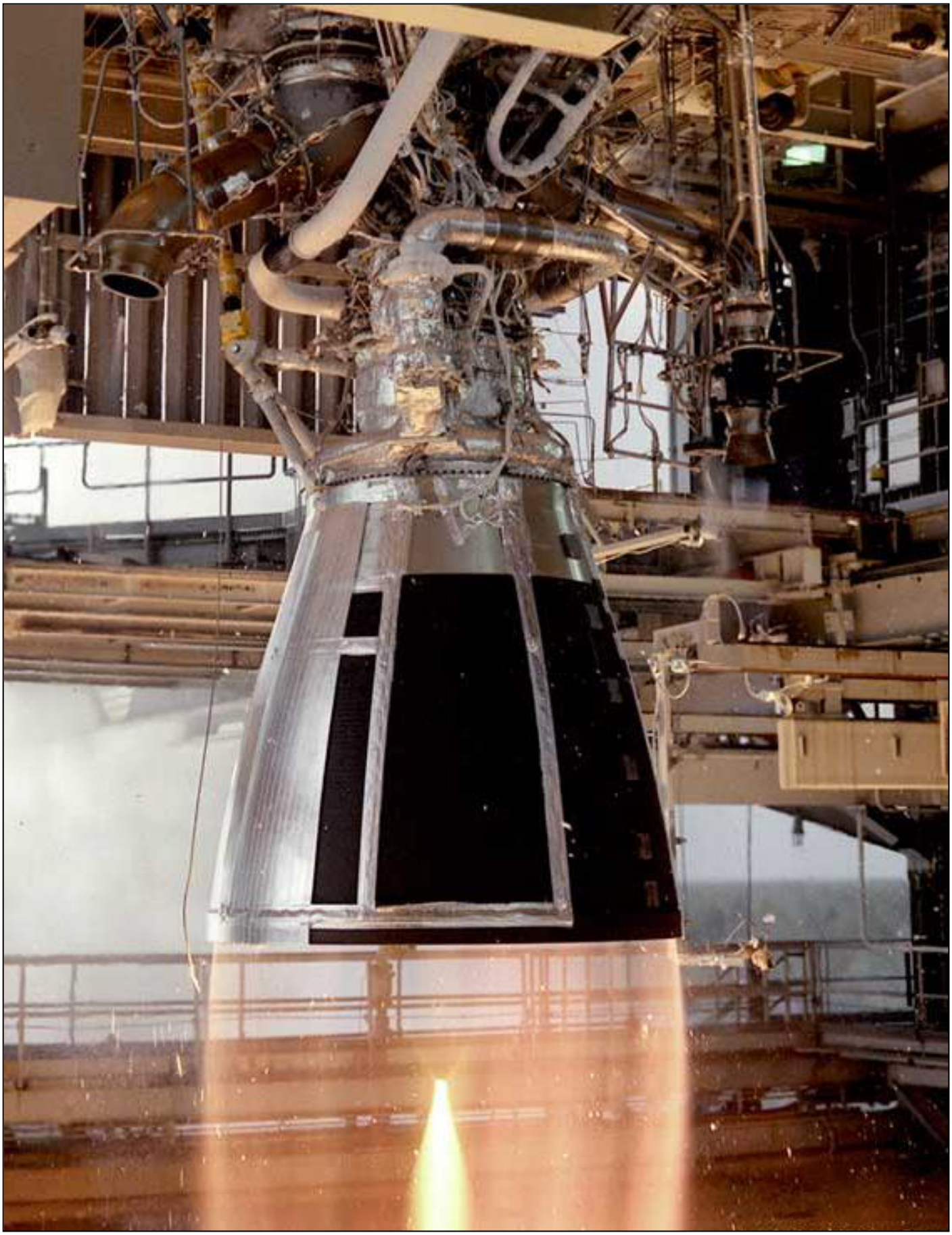
La fisión nuclear permite generar enormes cantidades de energía, así que resulta natural pensar que podemos usarla de algún modo para propulsar un vehículo por el espacio, la eficiencia de un motor cohete se mide por el impulso específico (Isp), que es proporcional a la velocidad de escape de las partículas que salen por la tobera.

Esta velocidad depende a su vez de la temperatura y la masa molecular de las partículas, al aumentar la temperatura, las moléculas se mueven más rápidamente, pero la gran limitación del motor cohete químico es que la temperatura de la cámara de combustión viene determinada por la reacción química que tiene lugar en ella, no se puede aumentar la temperatura sin cambiar de propergoles.

De todas formas no son temperaturas especialmente bajas, un motor criogénico que quema Hidrógeno y Oxígeno líquido puede alcanzar fácilmente 3000 ºC dentro de la cámara.







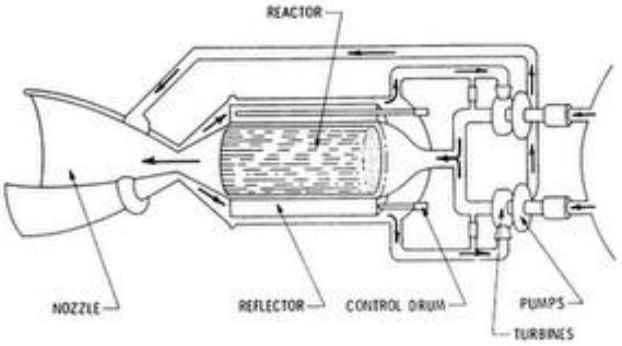
La segunda limitación es que cuanto menor sea la masa de las moléculas que escapan por la tobera, mayor será su velocidad, ya que si tenemos dos objetos de distinta masa con la misma energía cinética, el más ligero tendrá una velocidad mayor, en los motores químicos, esta masa viene dictada por el tipo de reacción que hayamos elegido, en un motor criogénico el escape está formado por moléculas de agua, es por esto que en este tipo de motor se puede obtener un mayor Isp (impulso específico) si introducimos en la cámara de combustión más Hidrógeno del necesario.

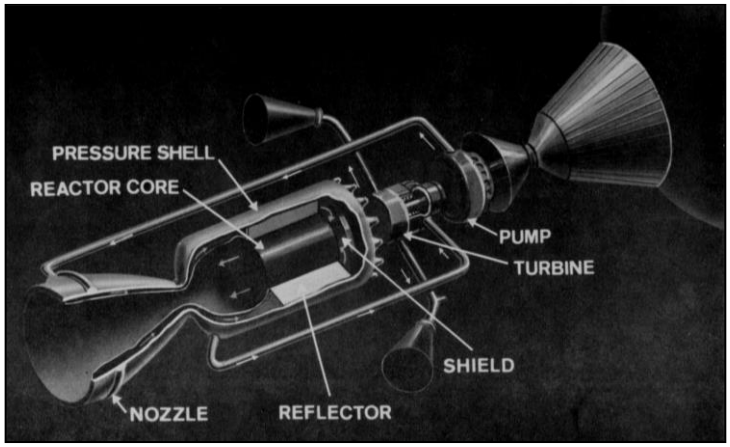
Aunque la temperatura de la cámara desciende, esto se compensa por la mayor velocidad que adquieren las moléculas de hidrógeno, en cuanto a la masa molecular del escape, podemos usar casi cualquier sustancia como propelente, simplemente necesitamos que entre en contacto directo con el reactor para que se caliente y salga despedido por la tobera, lo ideal es emplear una sustancia con la menor masa molecular posible, así que el Hidrógeno es a veces el mejor candidato para servir como propelente en un motor nuclear.

Para mantener el Hidrógeno en estado líquido se necesita refrigerarlo hasta los -250 ºC, lo cual resulta complicado, especialmente si lo que se quiere es usarlo en el espacio profundo, además, a partir de los 2230 ºC, el Hidrógeno molecular empieza a disociarse en Hidrógeno atómico dentro de la cámara, disminuyendo el Isp final, por estos motivos, hay diseños que emplean otras sustancias como Metano o Amoniaco.

En cualquier caso, es indiferente si usamos Hidrógeno, Metano, H_2O o Amoniaco, al hacer números tenemos que un motor térmico nuclear puede alcanzar sobre el papel un Isp de hasta 10000 seg. mientras que el de un motor químico criogénico es de unos 450 seg, queda demostrado que teóricamente la propulsión térmica nuclear es mejor que la química.

Motor Nuclear Térmico





El Hidrógeno líquido pasa por el reactor, se calienta hasta alcanzar altísimas temperaturas y sale expulsado a gran velocidad por la tobera, la opción más simple es hacer que el propelente se limite a rodear el núcleo del reactor, ya que de este modo se podrían usar varios diseños de reactores comerciales.

El problema es que la temperatura alcanzada por este sistema sería muy baja y el Isp no superaría los 500 seg, aunque nos pueda parecer extraño, en la Unión Soviética se estudiaron seriamente estos diseños a finales de los años 50, paradójicamente por entonces se pensaba que era más fácil construir un motor nuclear de este tipo que desarrollar la tecnología criogénica, pero si realmente se quería aprovechar al máximo las capacidades de este sistema de propulsión había que hacer que el propelente atraviese el núcleo del reactor.

El reactor tendría forma cilíndrica y estaría formado por barras con el material fisible más el moderador, todo ello con huecos por donde fluiría el Hidrógeno (que actuaría al mismo tiempo como propelente y refrigerante) la estructura estaría rodeada de un material capaz de reflejar los neutrones de la fisión para disminuir así el tamaño del reactor y poder controlar la criticidad del mismo.

Existen varios factores que condicionan el diseño del reactor de un motor nuclear, el primero es el tamaño, no sería muy práctico utilizar un reactor que tenga un gran peso en una nave espacial ya que se perdería cualquier ventaja en el Isp que pudiera ofrecer la propulsión nuclear.

El tamaño de un reactor depende de varios factores, pero se podría decir que es proporcional a la cantidad de U-235 que existe en el combustible, un reactor que use uranio enriquecido al 90% (es decir, 90% de U-235 y 10% de U-238) podría ser muy pequeño y tener excelente relación peso/empuje, tendría entonces una fisión rápida gracias a los neutrones epitérmicos y prácticamente no necesitaría de moderador, el combustible podría ser una mezcla de dióxido de Uranio con cerámica y material refractario.

Uno de los problemas es que el Uranio enriquecido al 90% no es algo fácil de conseguir, tiene un altísimo coste y existen serias restricciones al uso de este material para evitar la proliferación de armas nucleares.

Un reactor de Plutonio presentaría problemas económicos y de seguridad aún mayores, por lo que queda fuera de la discusión, hay que llegar por tanto a un compromiso entre el grado de enriquecimiento del Uranio usado como combustible y la cantidad de moderador (normalmente grafito o hidruro de Zirconio) por lo general, cuanto más moderado se tenga, más grande y pesado será el reactor.

La segunda limitación es la temperatura, la temperatura no es un factor límite en un motor nuclear, pero esto es sólo en teoría, a la hora de construirlo se deben elegir los materiales adecuados que puedan aguantar la temperatura de un reactor si se quiere que éste permanezca en estado sólido.

Tipo de material	Material	Temperatura de fusión / sublimación
Combustible	Uranio (U)	1400 K
	Nitruro de uranio (UN)	3160 K
	Dióxido de uranio (UO_2)	3075 K
	Carburo de uranio (UC_2)	2670 K
Metales refractarios	Tungsteno (W)	3650 K
	Renio (Rh)	3440 K
	Tantalio (Ta)	3270 K
	Molibdeno (Mo)	2870 K
No metales refractarios	Carbono (C)	3990 K
	Carburo de hafnio (HfC)	4160 K
	Carburo de tantalio (TaC)	4150 K
	Carburo de niobio (NbC)	3770 K
	Carburo de zirconio (ZrC)	3450 K

Observando los datos, un reactor no puede estar compuesto de Uranio puro, ya que su temperatura de fusión es de 1126 ºC (muy por debajo de los 2926 ºC que se alcanza con un motor criogénico) si lo que se quiere es adelantar a la propulsión química, se necesitan mayores temperaturas para superar su rendimiento, aparte un reactor de Uranio puro es sumamente peligroso ya que se corre el riesgo de que el núcleo se derrita y se acumule en el fondo del mismo sin moderador, pudiendo alcanzar la criticidad fácilmente.

El combustible habitual es el dióxido de Uranio, que aguanta en estado sólido hasta los 2801 ºC y además no reacciona químicamente con el Hidrógeno, también es posible usar nitruro de Uranio, carburo de Uranio o una mezcla de Uranio con hidruro de Zirconio, entre otras variantes.

En la búsqueda del moderador adecuado hay dos opciones, un reactor de tipo homogéneo donde el material fisible se halla mezclado con el moderador o bien un reactor heterogéneo en el que las barras de combustible y moderador están separadas.

Sólo dos países han construido prototipos de motores nucleares operativos, Estados Unidos y la URSS, pero, cada superpotencia eligió un diseño distinto para los reactores usados en motores cohete.

Proyecto NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application)

En 1960 Estados Unidos creó la Oficina de Propulsión Nuclear Espacial (SNPO) gestionada por la Comisión de Energía Atómica (AEC) y la USAF para fomentar las aplicaciones del Proyecto Rover; al año siguiente nace el Proyecto NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application) gestionado por la NASA y la AEC.

Además del Laboratorio de Los Álamos, en el desarrollo del proyecto participarían empresas como Aerojet Nuclear Systems y Westinghouse Astronuclear Laboratory, el lugar elegido para las pruebas fue una zona del Estado de Nevada denominada Nevada Test Site, en Flackass Flats, donde la NASA y la AEC crearon el Centro NRDS (Nuclear Rocket Development Station)

NERVA era un programa independiente del proyecto Rover, pero puesto que las tecnologías e instituciones participantes eran básicamente las mismas, se consideraba en ocasiones una extensión del este último.

A diferencia del proyecto Rover, NERVA tenía por objetivo desarrollar un prototipo de motor nuclear térmico operativo tomando como base la tecnología del reactor Kiwi-B4E, NERVA era una etapa previa antes de desarrollar un modelo de vuelo, las pruebas del proyecto se desarrollarían entre 1964 y 1969, conviviendo en el tiempo con el Proyecto Rover.

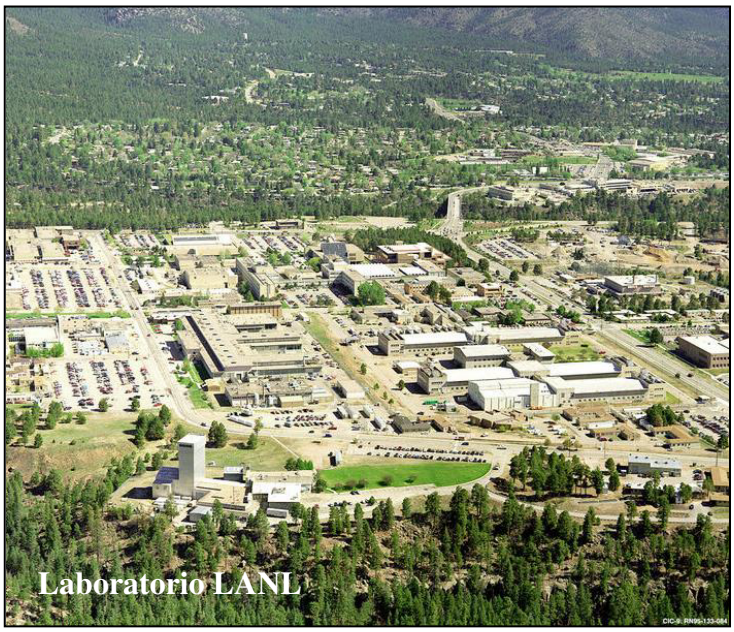
Los reactores NERVA se denominaron NRX (Nuclear Reactor Experimental) siendo Aerojet el contratista principal y Westinghouse Astronuclear Laboratory el subcontratista.

Al finalizar 1969 se habían construido seis reactores NRX, cada uno de ellos con una potencia de unos 1100 MW y un Isp de unos 800 seg., varios de los reactores funcionaron durante más de una hora, demostrando que el diseño podría usarse en una nave espacial.

Proyectos NERVA y Rover

Entre 1955 y 1973, Estados Unidos desplegó recursos materiales y económicos con el fin de desarrollar un motor térmico nuclear de núcleo sólido.

Desenmarañar la compleja estructura asociada a los distintos programas involucrados en este esfuerzo resulta un tanto difícil, ya que la gestión y control cambió varias veces de manos, por eso suele haber cierta confusión entre los proyectos Rover, NERVA, Kiwi o RIFT, el origen de lo que sería el programa de motores nucleares estadounidense empieza en 1954, cuando la USAF y la NACA estudian por primera vez la posibilidad de usar este tipo de propulsión para lanzar misiles balísticos intercontinentales (ICBM), por entonces no estaba claro que los motores químicos fuesen capaces de levantar del suelo estos gigantescos cohetes, como resultado, la USAF encarga a la Comisión de Energía Atómica (AEC, Atomic Energy Comission) que estudie la viabilidad de este tipo de propulsión, la investigación correría a cargo de los laboratorios nucleares de Los Álamos National Laboratory(LANL) y Lawrence Livermore National Laboratory (LLNL).


Laboratorio LANL

Laboratorio LLNL

Ambos laboratorios finalizan sus estudios en marzo de 1955 y el 15 de abril de ese mismo año se crearían las primeras divisiones de cohetes nucleares en laboratorios Los Álamos y Lawrence Livermore; alentada por los resultados, la USAF considera en octubre, que los cohetes nucleares deben ser una prioridad nacional, por lo que el Ministerio de Defensa empieza a destinar importantes sumas de dinero al proyecto.

El 02-11-1955 nace el Programa Rover para coordinar el desarrollo del motor nuclear térmico, aunque poco después el laboratorio Livermore abandonaría el programa para dedicarse al Proyecto Pluto, cuyo objetivo era la construcción de un motor nuclear atmosférico.

Para 1958, los motores químicos convencionales podían lanzar un ICBM sin complicaciones y los militares empezaron a perder el interés en Rover, la USAF cede entonces a la recién creada NASA su parte en la gestión del proyecto y se interesa en los motores nucleares térmicos como una opción seria para los viajes espaciales.

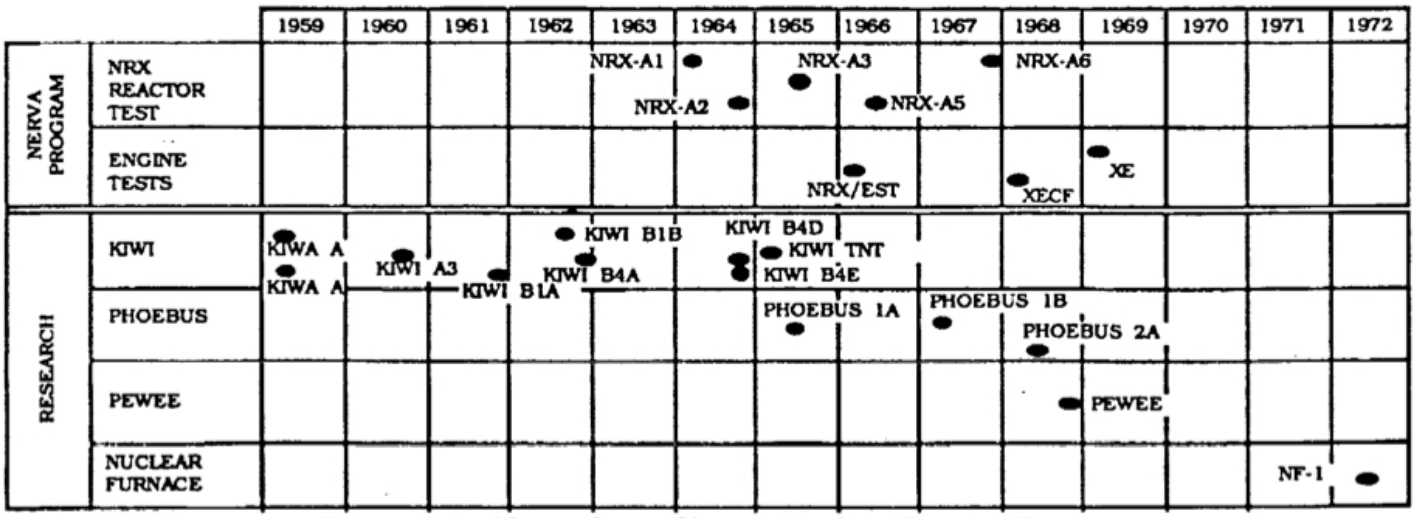
Programa Rover

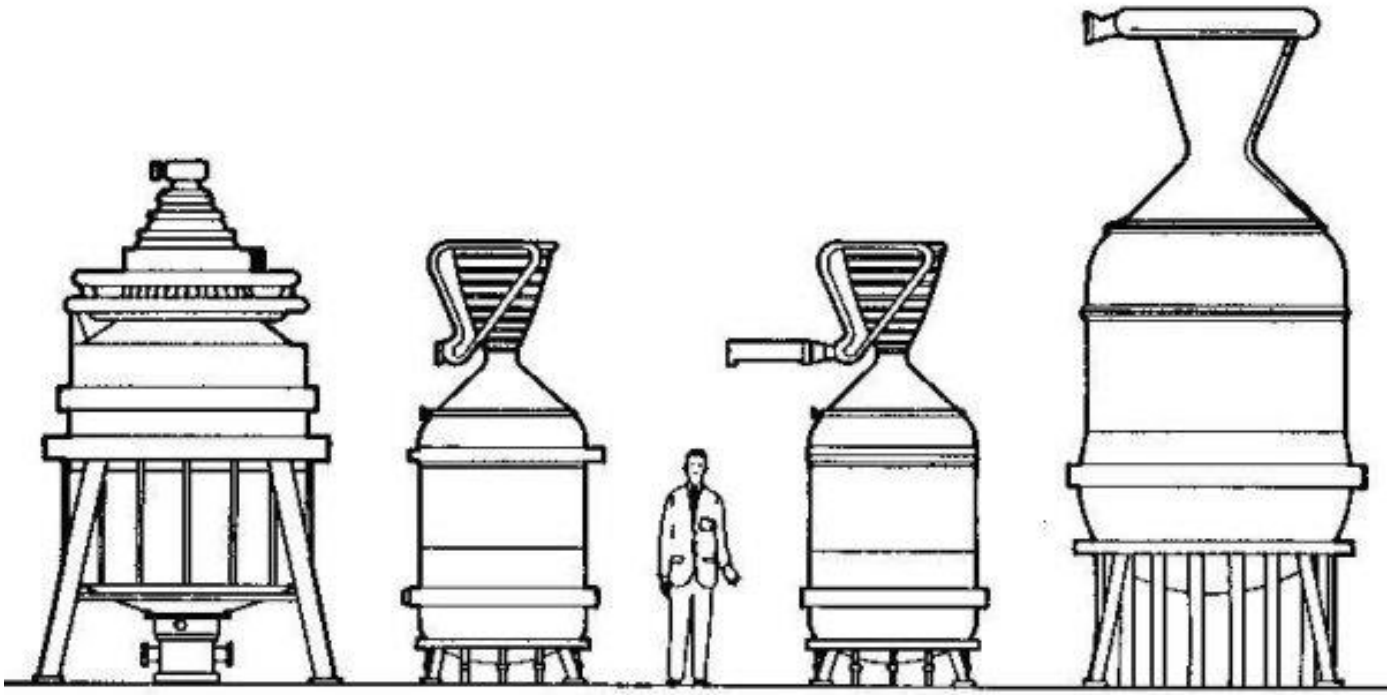
Los ensayos del Programa Rover fueron entre 1959 y 1973 con varios reactores de prueba para estudiar las tecnologías asociadas a un motor nuclear, el objetivo del Programa Rover no era diseñar motores operativos, sino la viabilidad de las tecnologías asociadas, en total se construyeron y probaron 14 reactores nucleares en distintas series: Kiwi, Phoebus, Peewee y Nuclear Furnace.

Los reactores se construían en el área técnica TA-18 del laboratorio de Los Álamos, para después ser enviados a la zona de pruebas en Jackass Flats en el Nevada Test Site (NTS), por otra parte, las barras con el combustible nuclear se fabricaban en las instalaciones de Rocky Flats.

Nomina de las pruebas del Programa Rover

Nombre / Fecha	*Potencia*	*Combustible / Moderador*	*Recubrimiento*	*Temperatura escape / Isp*	*Comentarios*
KIWI A 1 julio 1959	70 MW	placas UO_2 / grafito	Ninguno	1778 K 724 s	300 s de funcionamiento. Daños por vibración y erosión.
KIWI A' (A PRIME) 8 julio 1960	88 MW	Esferas de UO_2 en cilindros de grafito / grafito	NbC	2206 K 807 s	307 s de funcionamiento. Daño estructural.
KIWI A3 19 octubre 1960	112,5 MW			2172 K 800 s	259 s de funcionamiento. Daños en el núcleo.
KIWI B1A 7 diciembre 1961	225 MW			1972 K 763 s	36 s de funcionamiento. Prueba finalizada por un incendio.
KIWI B1B 1 septiembre 1962	880 MW			2278 K 820 s	Prueba finalizada al expulsar elementos del núcleo por la tobera. Uso de LH_2
KIWI B4A 30 noviembre 1962	450 MW	Esferas de UO_2 en bloques de grafito con 19 canales de refrigeración / grafito	NbC	1556 K 677 s	Prueba finalizada por desintegración del núcleo. Expulsión de material fisible.
KIWI B4D 13 mayo 1964	990 MW	Esferas de UO_2 en cilindros de grafito / grafito		2539 K 865 s	40 s de funcionamiento. Prueba finalizada por rotura de la refrigeración de la tobera.
KIWI B4E 28 agosto 1964	937 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		2356 K 834 s	8 minutos de funcionamiento.
KIWI TNT 12 enero 1965		Esferas de UO_2 en bloques de grafito con 19 canales de refrigeración / grafito			Reactor destruido a propósito para probar excursiones rápidas del reactor.
Phoebus 1A 25 junio 1965	1090 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito	NbC y Mo_2C	2444 K 849 s	630 s de funcionamiento. Primer reactor que simula condiciones de vuelo.
Phoebus 1B 23 febrero 1965	1450 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		2456 K 851 s	30 minutos de funcionamiento a pleno rendimiento y 15 min a menos potencia.
Phoebus 2A 26 junio 1968	4400 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		2283 K 821 s	12,5 minutos de funcionamiento. El reactor más potente del programa.


1959
1960
1961
1962
1963
1964
1965
1966
1967
1968
1969
1970
1971
1972
NERVA PROGRAM
NRX REACTOR TEST
ENGINE TESTS
NRX-A1
NRX-A2
NRX-A3
NRX-A5
NRX-A6
NRX/EST
XECF
XE
RESEARCH
KIWI
PHOEBUS
PEWEE
NUCLEAR FURNACE
KIWA A
KIWA A
KIWI A3
KIWI B1A
KIWI B1B
KIWI B4A
KIWI B4D
KIWI TNT
KIWI B4E
PHOEBUS 1A
PHOEBUS 1B
PHOEBUS 2A
PEWEE
NF-1


KIWI A
1958–60
100 MEGAWATTS
5000 lb THRUST
KIWI B
1961–64
1000 MEGAWATTS
50,000 lb THRUST
PHOEBUS 1/NRX
1965–66
1000 and 1500 MEGAWATTS
50,000 lb THRUST
PHOEBUS 2
1967
5000 MEGAWATTS
250,000 lb THRUST

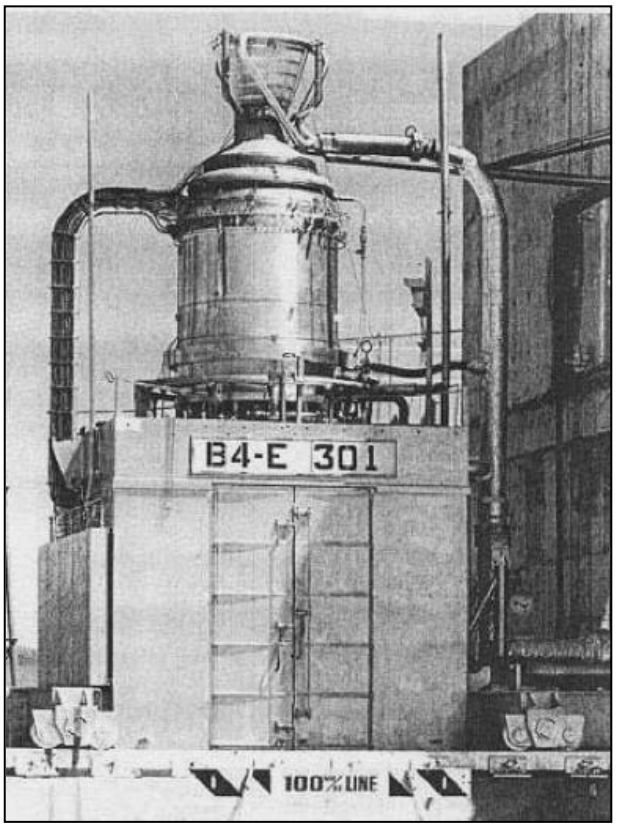
Programa Kiwi

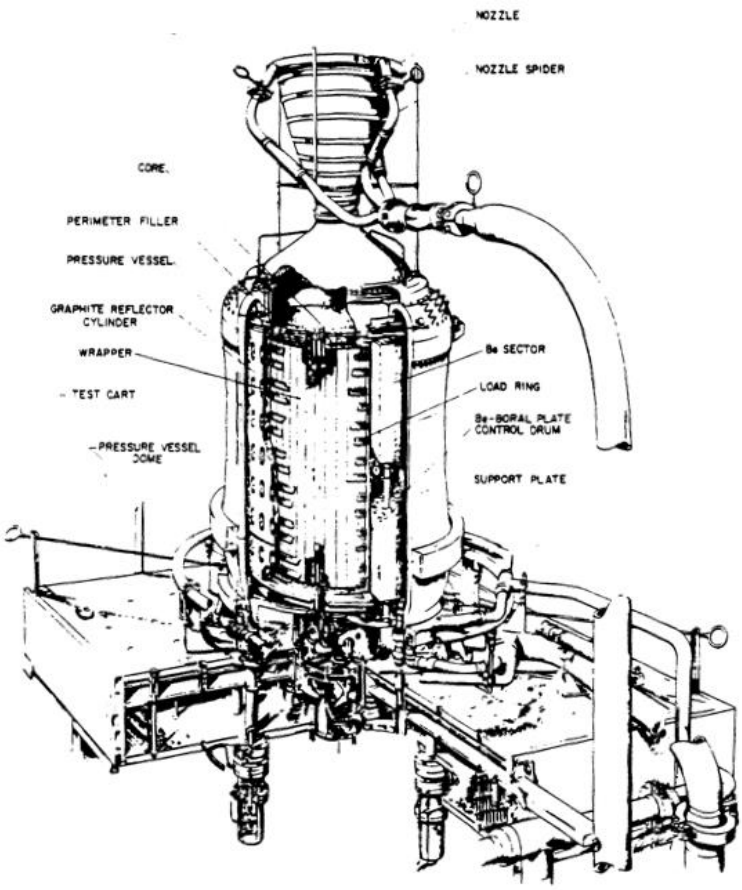
La serie Kiwi fue la pionera, con su primer prueba el 0-07-1959 con el reactor Kiwi-A, que empleaba placas de dióxido de uranio como combustible sin recubrimiento e Hidrógeno gaseoso como propelente y refrigerante.

Un año después se introdujo el reactor Kiwi-A (Kiwi-A Prime), que presentaba por vez primera barras de combustible formadas por una matriz de grafito con esferas de dióxido de Uranio.

En septiembre de 1962 tuvo lugar la fatídica prueba del Kiwi-B1B, durante la cual las barras de combustible resultaron dañadas y se expulsó material fisible a la atmósfera, esta también fue la primera vez que se usaba hidrógeno líquido como propelente.

La siguiente prueba, Kiwi-B4A, sirvió para experimentar el sistema de conducciones de Hidrógeno entre las barras del reactor, pero, una vez, más la erosión de las barras provocó la expulsión de material radiactivo al exterior.

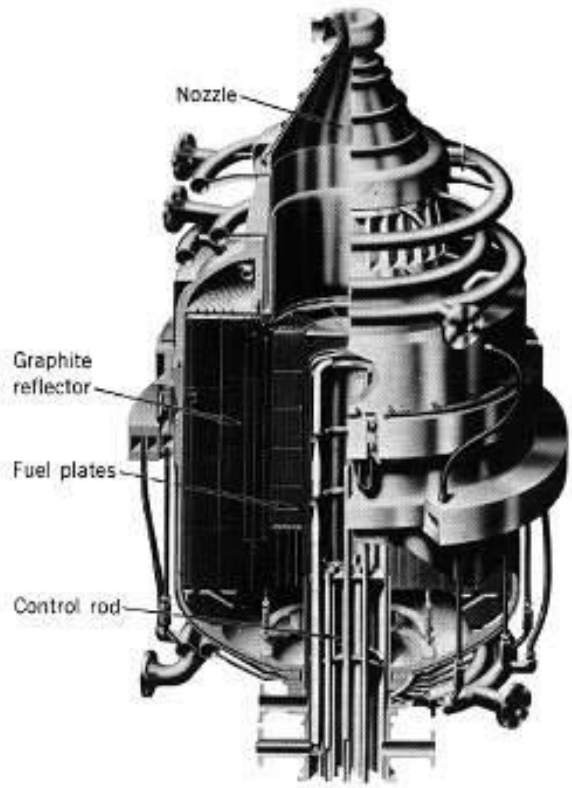


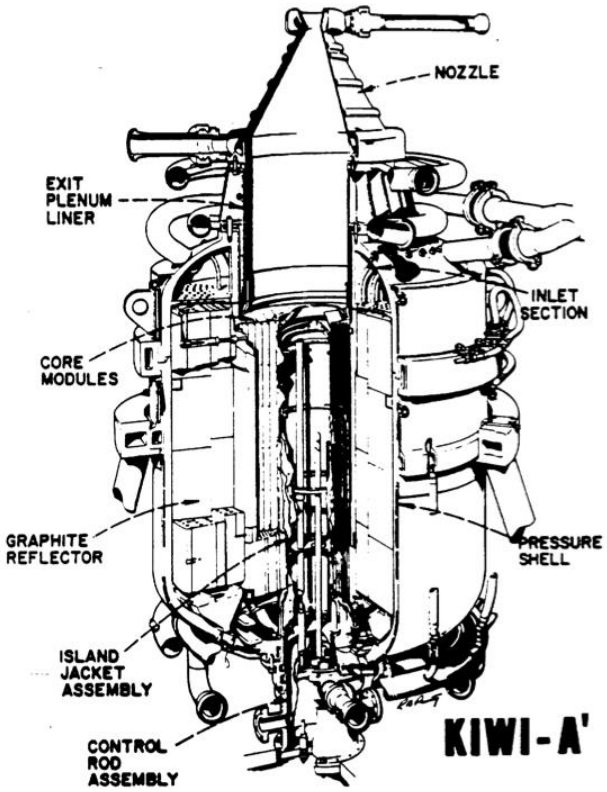


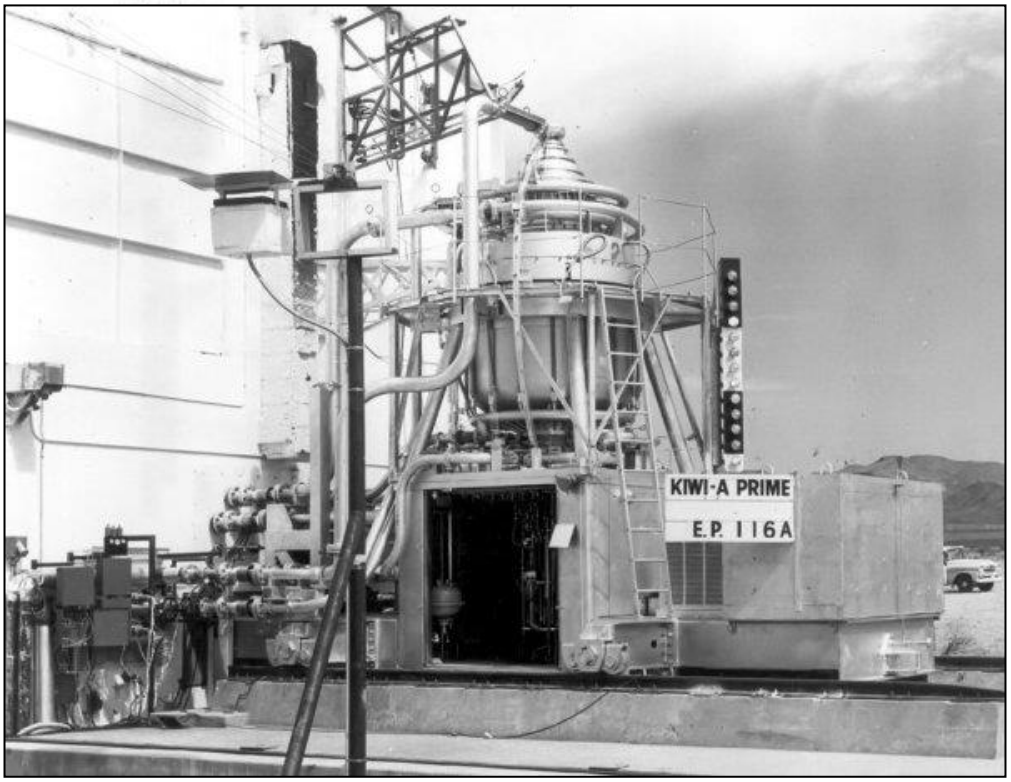
KIWI-B4-A
KIWI-B4-A
T4
WARNING
RADIATION AREA
ACCESS RESTRICTED
CONTACT RAD-SAFE
10% LINE

Kiwi-A

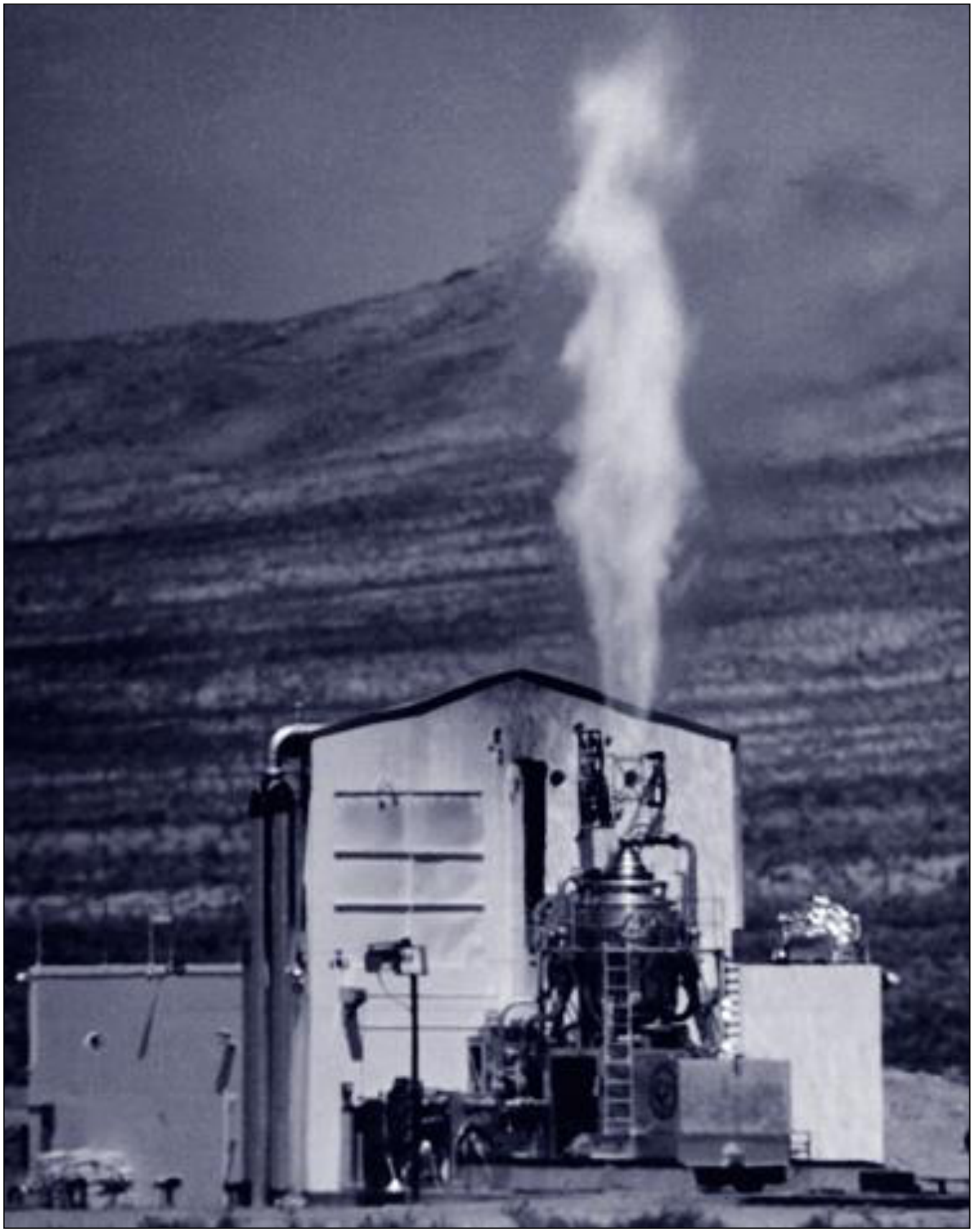
El reactor Kiwi-A no estaba destinado para volar (de ahí la denominación del cohete de un ave no voladora), a diferencia de las pruebas posteriores el núcleo era simplemente una pila de placas de óxido de Uranio sin recubrimiento sobre la cual se vaciaba el Hidrógeno, no obstante, generaba 70MW y producían una temperatura de escape de 2400 °C, en pruebas adicionales del concepto básico, A y A3, se le añadieron recubrimientos a las placas para poner a prueba conceptos de barras de combustible.



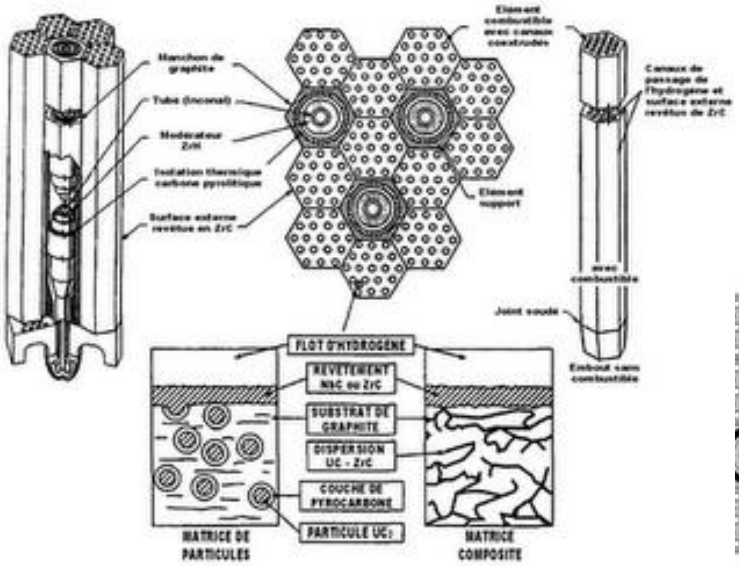


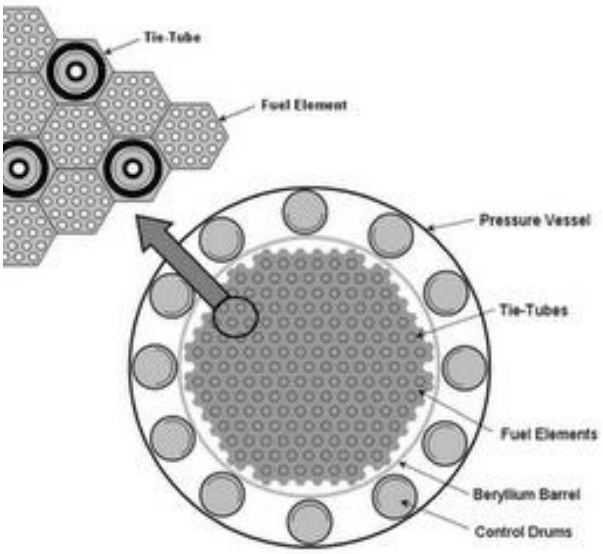


Kiwi-B



Para la serie KIWI-B, desarrollado completamente el sistema de combustible, se decidió emplear reactores homogéneos, formados por barras hexagonales de grafito en cuyo interior se encontraba incrustado el combustible nuclear (dióxido de Uranio) y recubiertos con carburo de Niobio, diecinueve agujeros corrieron la longitud de los haces y a través de estos orificios el Hidrógeno líquido fluía para la refrigeración.





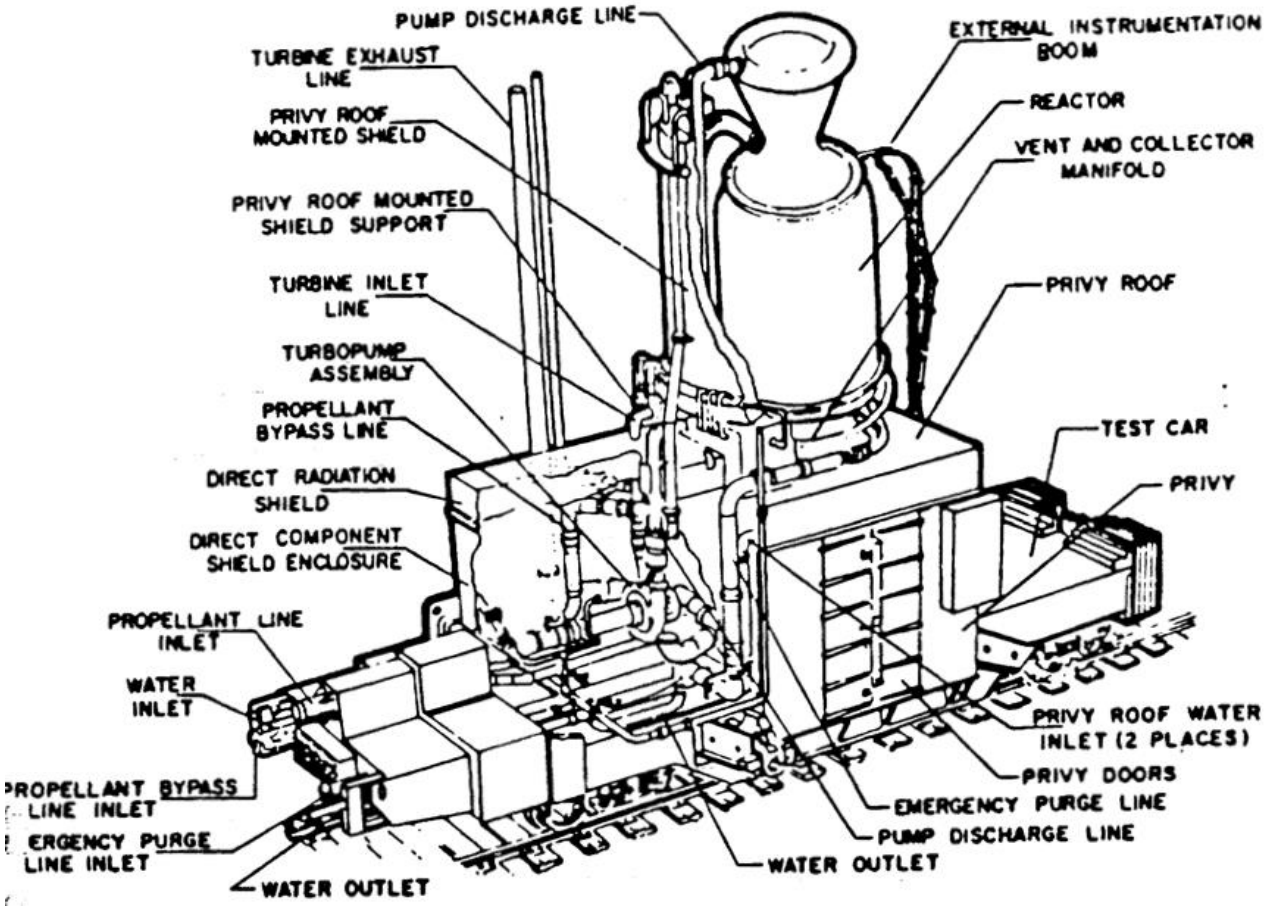
Esquema del combustible utilizado en Kiwi B

El grafito es el moderador por excelencia en la mayoría de reactores nucleares, tiene además la ventaja de aguantar muy bien las altas temperaturas, pudiendo soportar hasta 3700 °C, este material reacciona fuertemente con el hidrógeno para formar hidrocarburos, lo que provoca el desgaste de los elementos del reactor y la consiguiente fragmentación de los mismos, como resultado de este desgaste, el material fisible y los isótopos radiactivos resultantes de la fisión pueden ser expulsados al exterior, con el riesgo consiguiente.

En las pruebas iniciales, el intenso calor del reactor y la vibración agrietaban los haces de combustible, del mismo modo, los materiales de grafito utilizados en la construcción del reactor que eran resistentes a las altas temperaturas se erosionaban bajo el calor y la presión de la enorme corriente de hidrógeno sobrecalentado.

El problema de haces de combustible fueron en gran parte (pero no completamente) resuelto por el final del programa, y los materiales relacionados con el trabajo en el Laboratorio Nacional Argonne parecía prometedor.

Los revestimientos del combustible y el motor nunca fueron completamente resueltos antes de que el programa terminara.


PUMP DISCHARGE LINE
TURBINE EXHAUST LINE
PRIVY ROOF MOUNTED SHIELD
PRIVY ROOF MOUNTED SHIELD SUPPORT
TURBINE INLET LINE
TURBOPUMP ASSEMBLY
PROPELLANT BYPASS LINE
DIRECT RADIATION SHIELD
DIRECT COMPONENT SHIELD ENCLOSURE
PROPELLANT LINE INLET
WATER INLET
PROPELLANT BYPASS LINE INLET
ERGENCY PURGE LINE INLET
WATER OUTLET
EXTERNAL INSTRUMENTATION BOOM
REACTOR
VENT AND COLLECTOR MANIFOLD
PRIVY ROOF
TEST CAR
PRIVY
PRIVY ROOF WATER INLET (2 PLACES)
PRIVY DOORS
EMERGENCY PURGE LINE
PUMP DISCHARGE LINE
WATER OUTLET

KIWI-B4-A
T 4

El 01-09-1962 un dispositivo de propulsión denominado Kiwi B-1B, era un prototipo de motor nuclear, había sido diseñado con el fin de probar las tecnologías necesarias para construir naves espaciales capaces de llevar seres humanos hasta la Luna o Marte.

La prueba comenzó como estaba previsto, el reactor fue activado y el Hidrógeno líquido (que hacía las funciones de propelente y refrigerante al mismo tiempo) comenzó a fluir a través del núcleo, al entrar en contacto con las barras de combustible a 2000 ºC, el Hidrógeno se calentó súbitamente, el gas resultante sería expulsado por una tobera situada en la parte superior del dispositivo.

Luego de alcanzar su potencia máxima, las barras de combustible del reactor empezaron a fracturarse, pedazos de material fisible (dióxido de Uranio- e isótopos radiactivos generados durante la fisión fueron expulsados a la atmósfera a través de la tobera, la prueba tuvo que cancelarse inmediatamente.

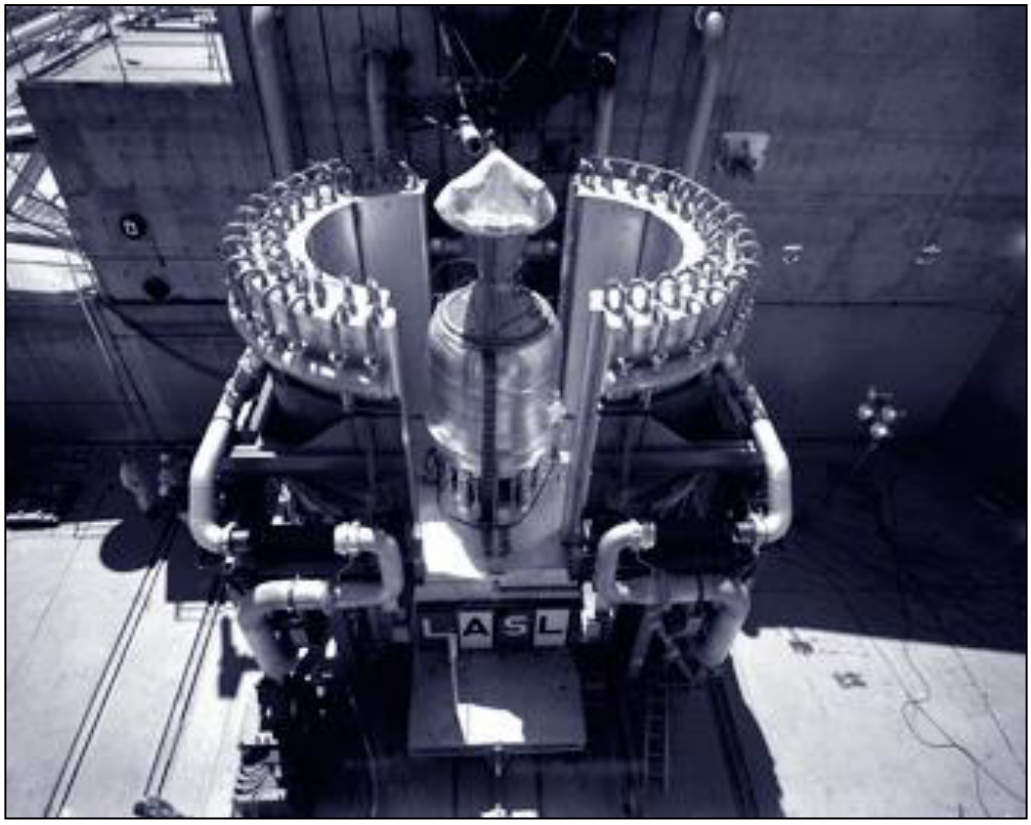
Con el nombre de KIWI/TNT, se decidió forzar al máximo un reactor hasta causar su explosión con el fin de comprender mejor los límites estructurales del sistema, mas allá de la impresionante explosión, no se trató de una explosión nuclear, sino mecánica, los reactores Kiwi-B servirían para asentar las bases del diseño de un reactor homogéneo a base grafito y dióxido de Uranio y que sería el elegido para los posteriores programas NERVA y RIFT.

Programas Phoebus 1A y 2A

La serie Phoebus fue introducida en 1965 con el objetivo de verificar el funcionamiento de reactores de gran potencia.

La primera prueba de la serie fue Phoebus-1A en junio de 1965 duró más de 10 minutos a 1090 MW, con una temperatura de escape de 2370°K, en febrero de 1967 mejoró su potencia durando 30 minutos a 1500 MW.

La prueba del Phoebus-2A fue hecha en junio de 1968 duró más de 12 minutos, sigue siendo en la actualidad el reactor con más potencia construido para un programa de propulsión nuclear, con 4400 MW el reactor nuclear más potente jamás construido (aunque teóricamente podía alcanzar los 5 GW) a modo de comparación, la represa de Itaipú, una de las centrales hidroeléctricas más poderosas en el mundo, produce 14000 MW para los países de Brasil y Paraguay



REACTORES DEL PRGRAMA ROVER / NERVA (1959-1972)					
PEWEE-1 noviembre 1968	514 MW	Uranio con hidruro de zirconio (UZrH) / grafito	ZrC y NbC	2750 K 901 s	Pequeño reactor de prueba. 2400 s de funcionamiento. Tª más alta del programa.
Nuclear Furnace 1 29 junio 1972	44 MW	Carburo de uranio, carburo de zirconio y carbono / agua	ZrC	2444 K 849 s	Reactor de prueba. 6528 s de funcionamiento
NRX A2 24 septiembre 1964	1100 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		2229 K 811 s	5 minutos de funcionamiento.
NRX A3 abril-mayo 1965		Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		> 2400 K > 841 s	66 minutos de funcionamiento (3,5 minutos a plena potencia y 16,5 a potencia media.
NRX EST febrero 1966	1100-1200 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		> 2400 K > 841 s	110 minutos de funcionamiento.
NRX A5 junio 1966	1100 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		> 2400 K > 841 s	30 minutos de funcionamiento.
NRX A6	1100 MW	Esferas de UC_2 en cilindros de grafito / grafito		2558 K 869 s	60 minutos de funcionamiento.
XE PRIME 11 junio 1969	1100 MW	Esferas de UC_2 en grafito / grafito		> 2400 K > 841 s	115 minutos de funcionamiento.

Programa Nuclear Furnace NF-1

Un reactor nuclear diseñado y construido específicamente para probar elementos avanzados de combustible con Uranio y Circonio y combustible de material compuesto de Carbono-grafito con carburo de Zirconio de recubrimiento para su uso en la propulsión espacial nuclear.

NF-1 se puso a prueba en julio de 1972 y ha logro 44 MW de potencia en 6528 seg. y fue la primera en ser llevada a cabo en un ciclo cerrado para controlar las emisiones radiactivas.

Programa Peewee-1

Una versión más pequeña de Kiwi denominada Peewee también fue construida, se testeó varias veces en 500 MW con el fin de probar recubrimientos hechos de carburo de Zirconio (en vez de carburo de Niobio) Peewee también aumentó la densidad de potencia del sistema.

Un sistema de refrigeración por agua no relacionada, conocida como NF-1 se utilizó para futuros materiales de prueba.

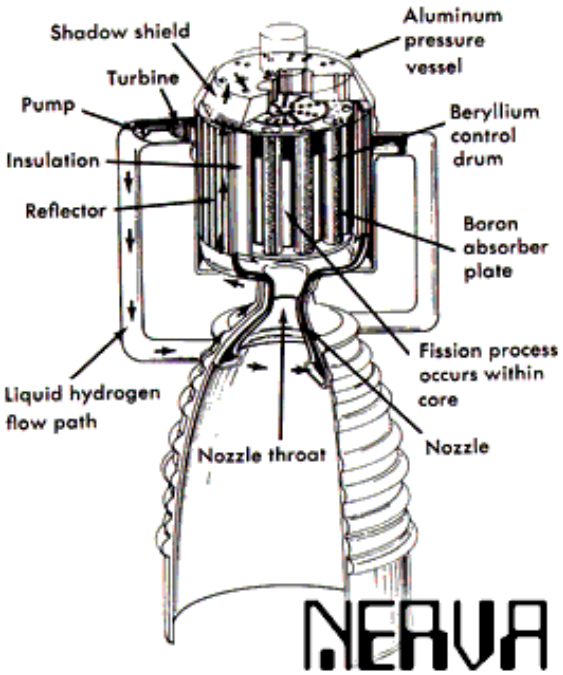
Las pruebas Peewee-1 en 1968 y Nuclear Furnace en 1972 eran reactores pequeños (514 y 44 MW), ideados para ser usados en el espacio (por entonces ya era evidente que los motores nucleares no se podrían emplear en la atmósfera).

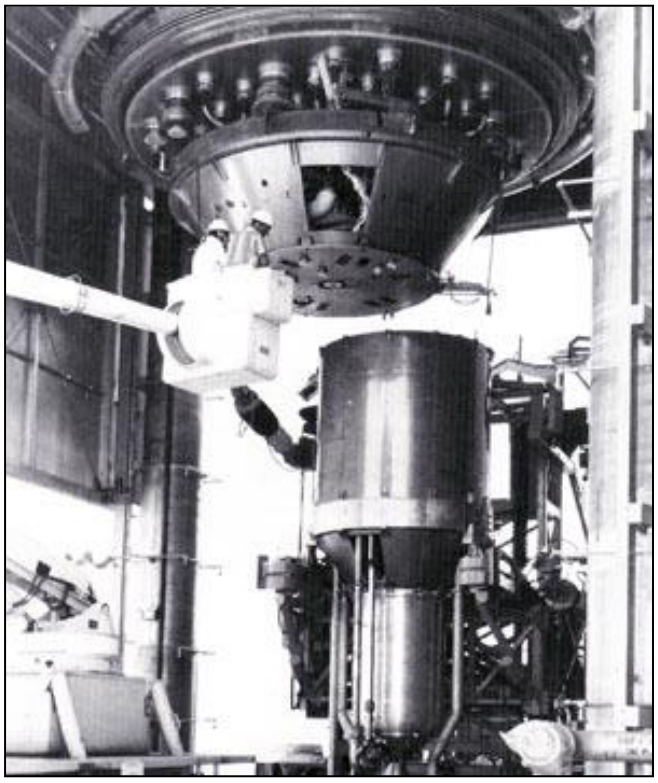
Peewee-1 sería además el único prototipo de motor nuclear estadounidense que emplearía hidruro de Uranio-Zirconio como combustible.

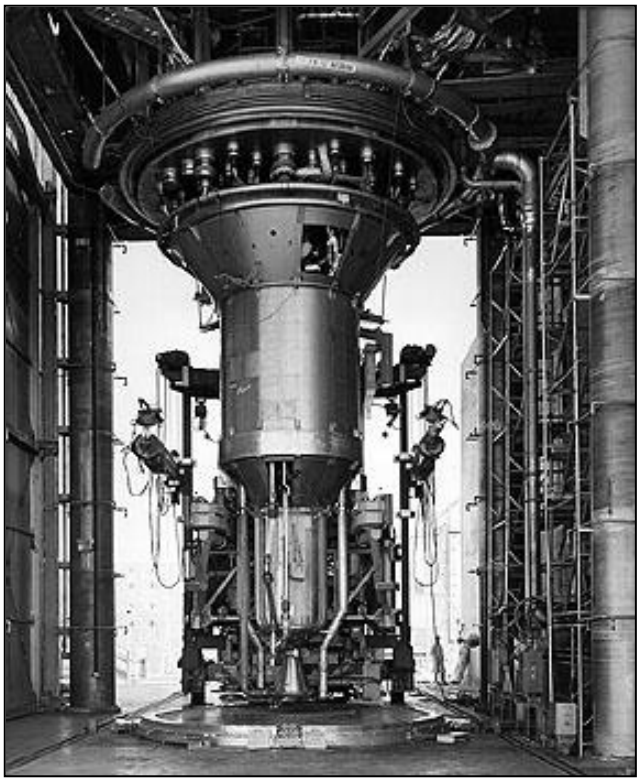
Programa NERVA/ NRX (Rocket Nuclear EXperimental)

El NERVA NRX (Rocket Nuclear EXperimental), inició las pruebas en 1964.

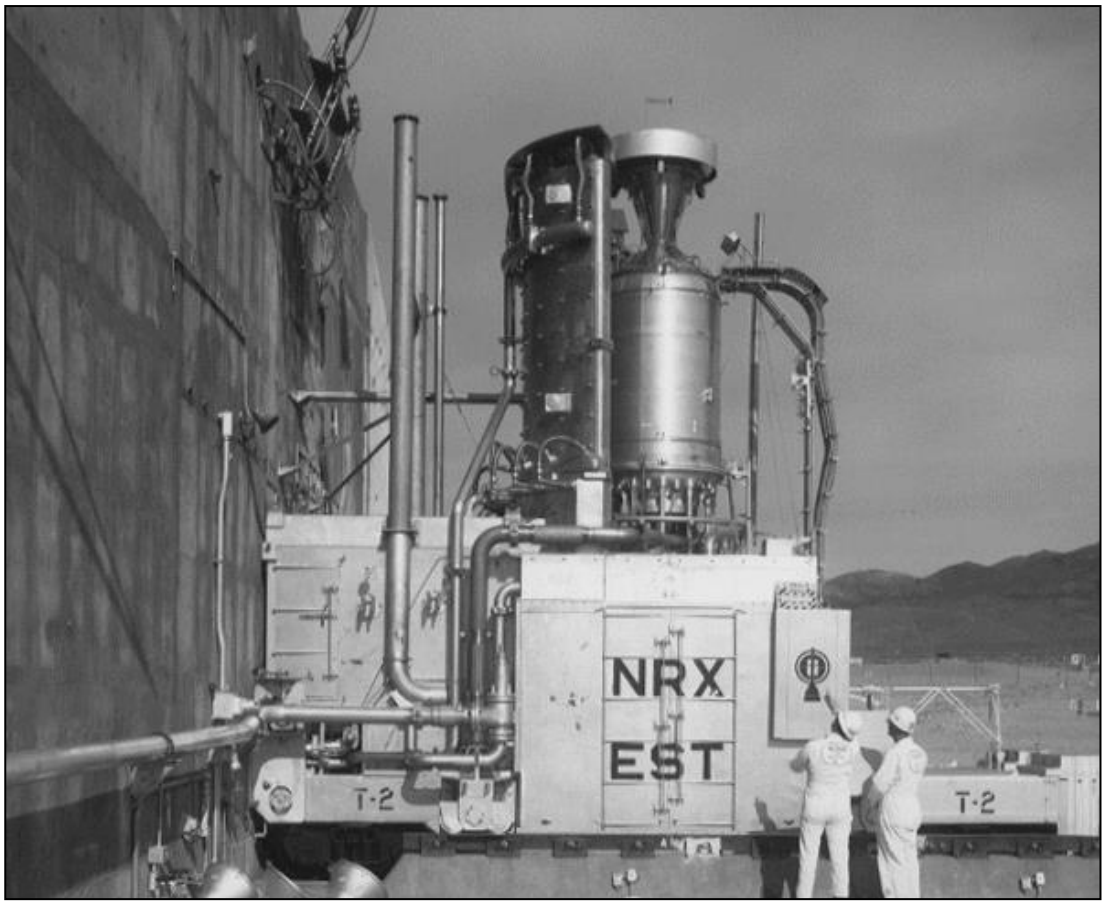
El motor final de esta serie fue el XE, diseñado en configuración de vuelo y experimentado en una posición hacia abajo en una cámara de baja presión para simular el vacío del espacio.

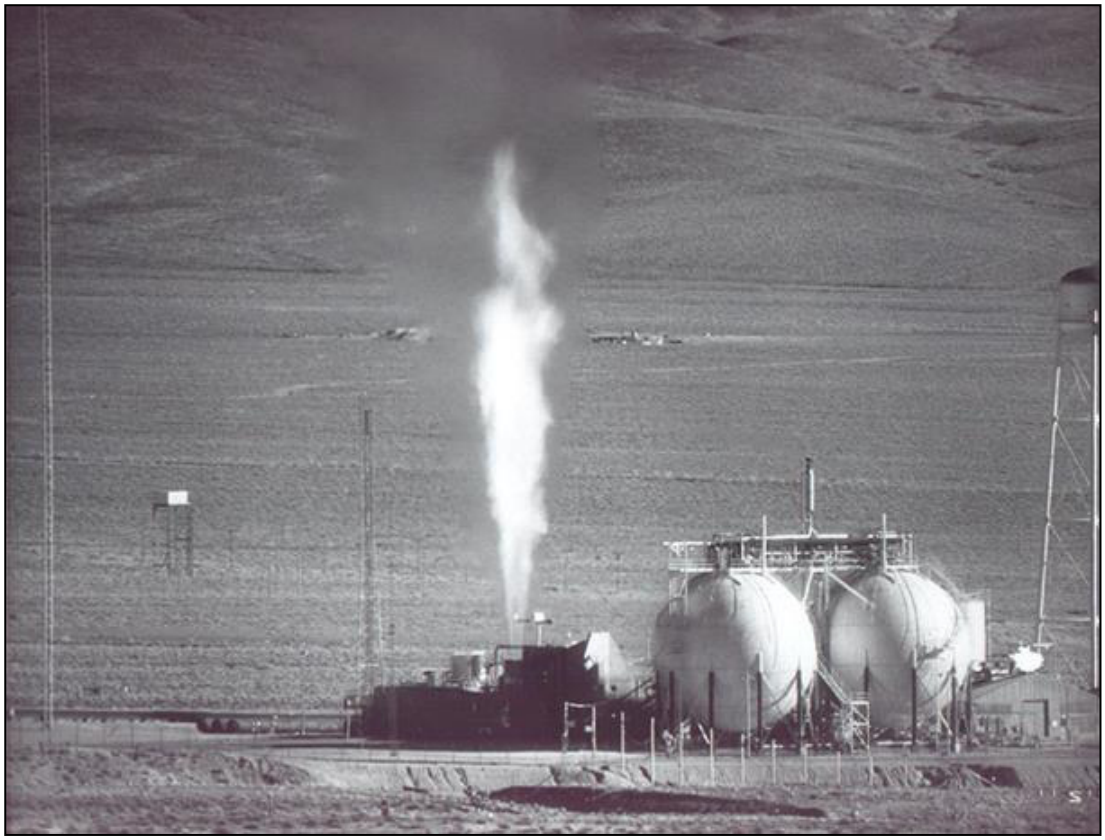




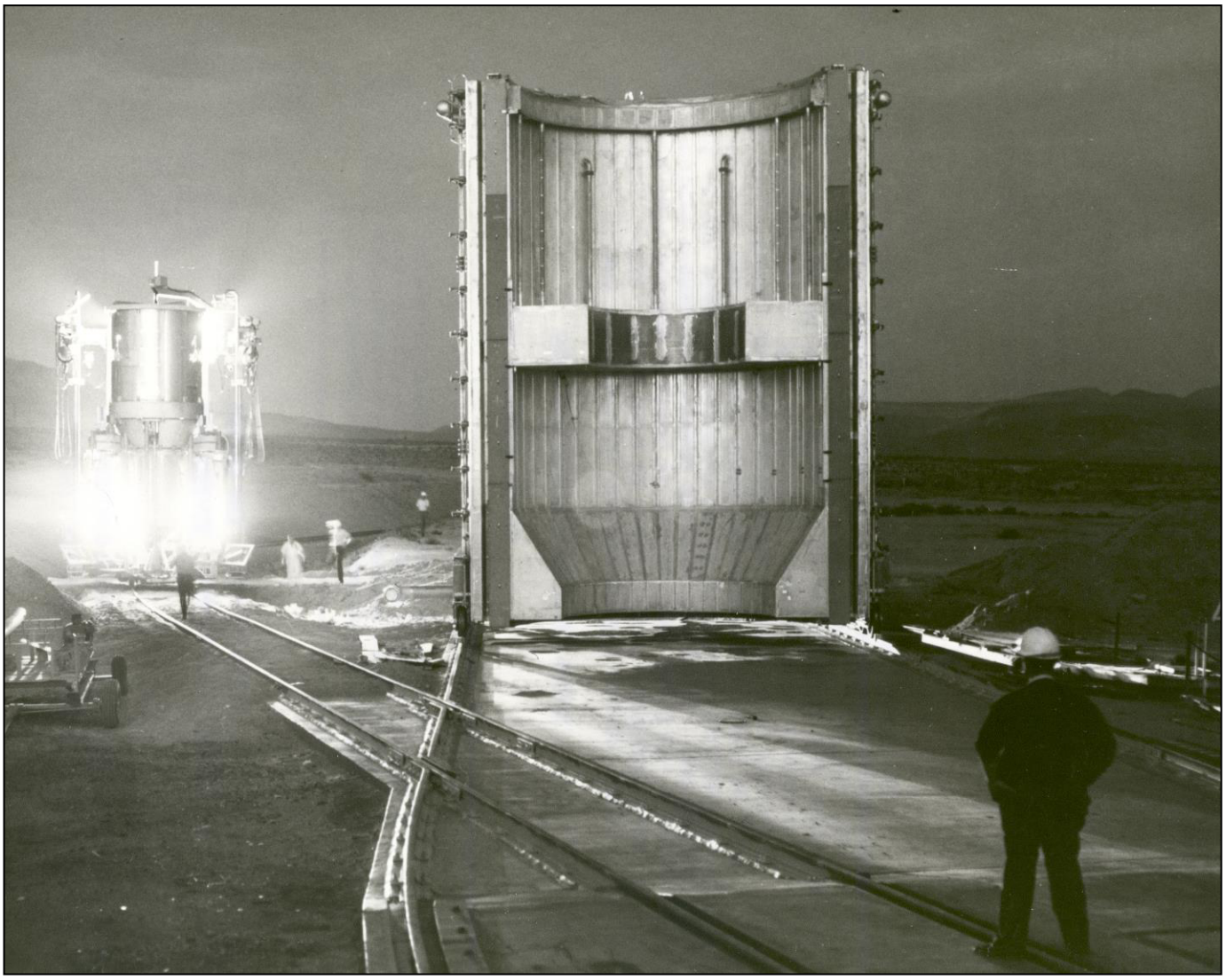


Se efectuaron 28 pruebas de NERVA NRX/XE en marzo de 1968, la serie generó 1100 MW y en muchas de las pruebas se llegó a la conclusión sólo cuando la prueba en banco se quedó sin propelente Hidrógeno.





Aerojet-General



Programa RIFT (Reactor In-Flight Test)

El último programa de motores nucleares de Estados Unidos seria el RIFT (Reactor In-Flight Test), gestionado por la NASA en solitario, fundado el 15-08-1960, RIFT estaba basado en las tecnologías de los reactores NRX y debía desarrollar y probar motores nucleares en misiones espaciales reales.

Las empresas Douglas, Martin, Convair y Lockheed participaron activamente en el programa y en un principio se pensó equipar la etapa superior S-IVB del Saturno-V con un motor NERVA para aumentar la carga útil junto a otras combinaciones de motores nucleares (denominadas genéricamente Apolo-N).

Los accidentes de las pruebas Kiwi-B1B y Kiwi-B4A sirvieron para poner de manifiesto ante la opinión pública el peligro de esta tecnología si se empleaba para construir motores de primeras etapas, los motores nucleares sólo podrían usarse en el espacio, donde la radiación no pudiese dañar a nadie.

Cuando a finales de la década de 1960 el proyecto Apollo estaba a punto de conseguir sus objetivos, la NASA vio con preocupación como RIFT y NERVA amenazaban con convertirse en grandes gastos de dinero sin un objetivo claro; en 1973, todos los proyectos relacionados con motores térmicos nucleares fueron cancelados, justo cuando se había demostrado la viabilidad de esta tecnología, la NASA había mostrado cierta ambivalencia ante esta tecnología, temerosa de que los programas Rover o NERVA pudiesen suponer una competencia interna con el programa Apollo.

Cuando se habla de motores nucleares, la palabra radiación suele resultarnos muy peligrosa, pero hay que aclarar que un reactor que no se haya encendido no representa ningún peligro de contaminación radiactiva ya que la vida media de los dos isótopos del Uranio es del orden de 100 millones de años, de hecho, resulta más seguro lanzar un reactor inerte al espacio que un generador de radioisótopos (RTG), en cuyo interior podemos encontrar Plutonio, los inconvenientes surgen cuando se inician las reacciones de fisión, momento a partir del cual se crean numerosos isótopos altamente radiactivos, además de estos elementos, un reactor en funcionamiento es una fuente de importantes dosis de neutrones (sin ellos no habrá fisión nuclear y rayos γ), por lo tanto, resulta ciertamente desaconsejable emplear motores nucleares en la atmósfera terrestre, pero nada impide su uso en el espacio, como se ha hecho con naves a otros planetas.

Por supuesto, en este caso se mantiene el riesgo de irradiación para la tripulación, por lo que se debe construir escudos que garanticen dosis no dañinas, los rayos γ se pueden frenar usando escudos lo suficientemente gruesos a partir de materiales con un alto número atómico (como el Plomo), pero este requisito entra en conflicto con las limitaciones de masa en una nave espacial, por su parte, los neutrones son más difíciles de frenar, aunque se pueden usar elementos como Boro o Hafnio.

El Hidrógeno absorbe bien estas partículas, por lo que los tanques de Hidrógeno serían un escudo ideal para la tripulación, las pruebas efectuadas durante los proyectos Rover/NERVA demostraron que las dosis de radiación provenientes del reactor en un viaje a Marte estarían dentro de lo tolerable, principalmente debido a que el reactor permanecería apagado durante la casi totalidad de la misión.

La tripulación de misiones con propulsión nuclear térmica recibiría una dosis menor que otra con propulsión nuclear eléctrica, la cual necesitaba que el reactor esté funcionando continuamente, la radiación no es una excusa para no emplear motores térmicos nucleares.

La solución consiste en recubrir el grafito con un material inerte ante el Hidrógeno y que no altere significativamente las características de la fisión, los compuestos elegidos para esta tarea suelen ser carburo de Niobio o carburo de Zirconio.

Se trata de un concepto que resultaba muy difícil de llevar a la práctica y fue uno de los mayores problemas a los que se enfrentaron los ingenieros de los programas Rover/NERVA ya que las cubiertas de Niobio y Zirconio de los elementos del reactor presentaban una tendencia a fragmentarse, dejando expuesta la matriz de grafito con el combustible en su interior.

Cohetes nucleares soviéticos

En la URSS, los ingenieros decidieron que un reactor heterogéneo (de menor potencia) era la mejor opción, las barras de combustible estarían formadas por Uranio integrado en una matriz de carburos de Zirconio, mientras que el moderador elegido, en forma de estructuras separadas, sería hidruro de Zirconio (ZrH).

Aunque el diseño soviético pueda parecer simple, lo cierto es que incluía soluciones ingeniosas, las barras de combustible tenían forma de tirabuzón, como la broca de un taladro. De esta forma, las barras agrupadas en conjuntos de siete o nueve unidades formaban canales para el Hidrógeno líquido de forma natural, dichos canales podían gestionar el mismo flujo de Hidrógeno aunque las barras se fracturasen durante la operación del motor, lo que aumentaba la seguridad del mismo, lo cierto es que funcionó, ya que no se produjeron expulsiones significativas de material fisible a la atmósfera en ninguna de las pruebas de los reactores soviéticos.

Este diseño permitía además construir reactores mucho más compactos y sencillos de modelar mediante los cálculos hidrodinámicos y por si esto fuera poco, el reactor incorporaba una menor cantidad de material fisible para conseguir el mismo Isp.

Esto se conseguía modificando la concentración longitudinal de Uranio en las barras de combustible, cada barra en tirabuzón contenía una mayor proporción de Uranio en la parte superior (donde el Hidrógeno entraba en contacto con el reactor) que en la inferior, al estar muy caliente el Hidrógeno de la parte inferior, la tasa de transferencia de calor no hacía necesaria una concentración tan alta en esta zona, el resultado era un reactor más compacto, seguro y barato que el diseño homogéneo estadounidense.

La URSS desarrolló un importante programa de motores nucleares, pero siguió una ruta distinta tanto en la tecnología empleada como en las aplicaciones de este sistema de propulsión, aunque la inversión económica fue mucho más modesta que en los Estados Unidos; la URSS fue más constante en el tiempo, extendiéndose el periodo de desarrollo de estos motores hasta la década de 1980, además, mientras que Rover/NERVA sólo consiguió construir prototipos, la URSS fue capaz de diseñar motores totalmente operativos, aunque no fueron probados en el espacio.

La investigación sobre motores nucleares térmicos (YaRD) comienza en la URSS casi al mismo tiempo que en Estados Unidos; en 1954, los científicos del Laboratorio V empiezan a investigar la posibilidad de usar YaRD para propulsar cohetes.

En 1956 se reúnen por primera vez los ingenieros jefe Serguéi Korolev (OKB-1), Mijaíl Bondariuk (OKB-670) y Valentín Glushkó (OKB-456) para unificar los trabajos de cara al desarrollo de un motor térmico nuclear.

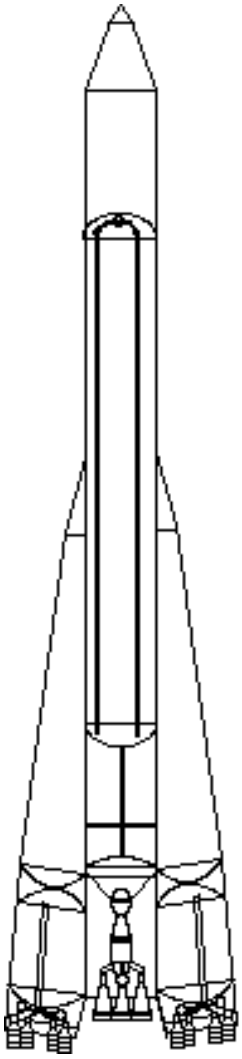
Glushkó, no se muestra muy entusiasmado por este sistema de propulsión, es especialista en motores químicos, pero los dirigentes soviéticos piensan de otra forma y el 22-11-1956 el Consejo de Ministros de la URSS y el PCUS publican los “Trabajos para crear un misil balístico de gran alcance con motores atómicos”.

Korolev se encargaría de diseñar el lanzador, mientras que Glushkó fabricará los motores usando reactores desarrollados por A. I. Leypunski.

Proyecto YaR-1

El 30-06-1958 el gobierno encarga finalmente el desarrollo de un motor nuclear a los centros dirigidos por Keldish, Kurchátov y Korolev, la OKB-1 de Korolev presenta el YaR-1, un cohete nuclear, y el YaKhR-2, un lanzador basado en el R-7 Semyorka con varios aceleradores químicos.

Ambos diseños usarían un YaRD de 1400 kN de empuje, el YaKhR sería capaz de colocar 35-40 tn en órbita baja, en este sentido, el programa soviético es distinto al estadounidense, el cual nunca llegó a asignar un motor nuclear a un lanzador concreto.



Cohete YaKhR-2 con un motor nuclear en su etapa central

Mientras, la OKB-456 de Glushkó desarrolló los proyectos de motores RD-401 y RD-402 que empleaban reactores moderados por H_2O y Berilio, respectivamente, su empuje era de 1600 kN y ambos usaban amoníaco como propelente, por lo que su Isp era de sólo 428 seg.

En 1962 se introdujo el RD-404, con 2000 kN de empuje y un Isp de 950 seg., este proyecto daría lugar al RD-405, más pequeño, con un empuje de 400-500 kN, también la OKB-670 de V. A. Shtokolov investigaría un prototipo de YaRD denominado ARD-3V, el 23-06-1960 se sugiere emplear el YaRD para propulsar el futuro cohete N-1 de la OKB-1 en misiones hacia la Luna y Marte.

Según los cálculos, este sistema permitiría doblar la capacidad de carga del lanzador, lamentablemente, ninguno de estos proyectos seguiría adelante una vez que los motores químicos ya fueran capaces de propulsar lanzadores de cierto tamaño, el programa de motores nucleares soviético seguía adelante, pero con un objetivo mas modesto, ya no se trataba de lanzar cohetes con propulsión nuclear, sino de emplear esta propulsión en el espacio profundo.

El 30-06-1958, el Comité para la Técnica de Aviación (GKAT) es autorizado (junto con los institutos NII-1 y NII-9) a construir cercano al polígono de pruebas atómicas de Semipalatinsk (Kazajstán), un polígono de pruebas para reactores nucleares, decisión que culminaría en 1964 con el decreto para la construcción del Complejo Baikal-1, destinado a servir de banco de pruebas para las tecnologías de los YaRD, al mismo tiempo se crea también la oficina NPO con el objetivo de refinar el diseño de las barras de combustible.

Polígono de Semipalatinsk

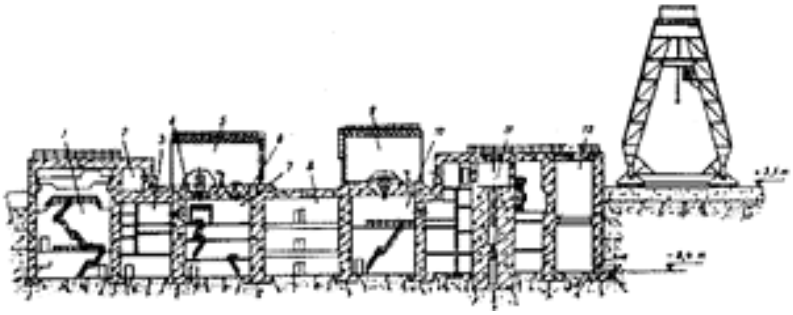
Complejo Baikal-1

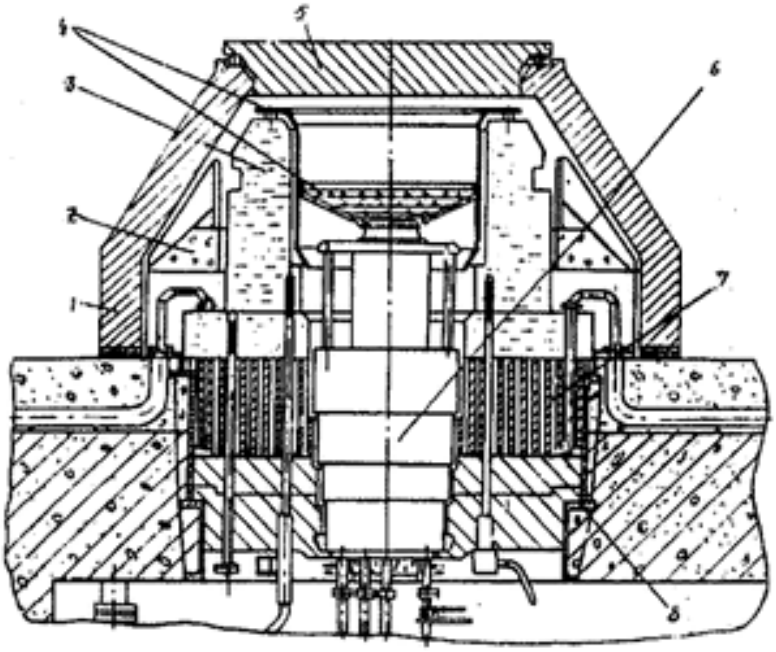
También denominado por la CIA norteamericana URDF-3, se encuentra en el sitio de pruebas nucleares de Semipalatinsk y había sido identificado erróneamente por la inteligencia de la USAF como un centro para el desarrollo armas de rayos anti-misiles/satélites.

Lo que pensaban que eran armas de rayos eran bancos de prueba de cohetes nucleares y lo que se creía que era un edificio con un acelerador de partículas nucleares, era un conjunto de reactores e instalaciones de prueba.

Baikal-1 tenía varios tanques de almacenamiento de Hidrógeno líquido que fueron confundidos de acuerdo a las imágenes satelitales por generadores de pulsos nucleares.

Esta instalación era el equivalente ruso del programa de cohetes nucleares NERVA, la verdadera razón eran cohetes nucleares, que al igual que la versión de Estados Unidos estaban destinados a proyectos espaciales avanzados, como una misión a Marte.



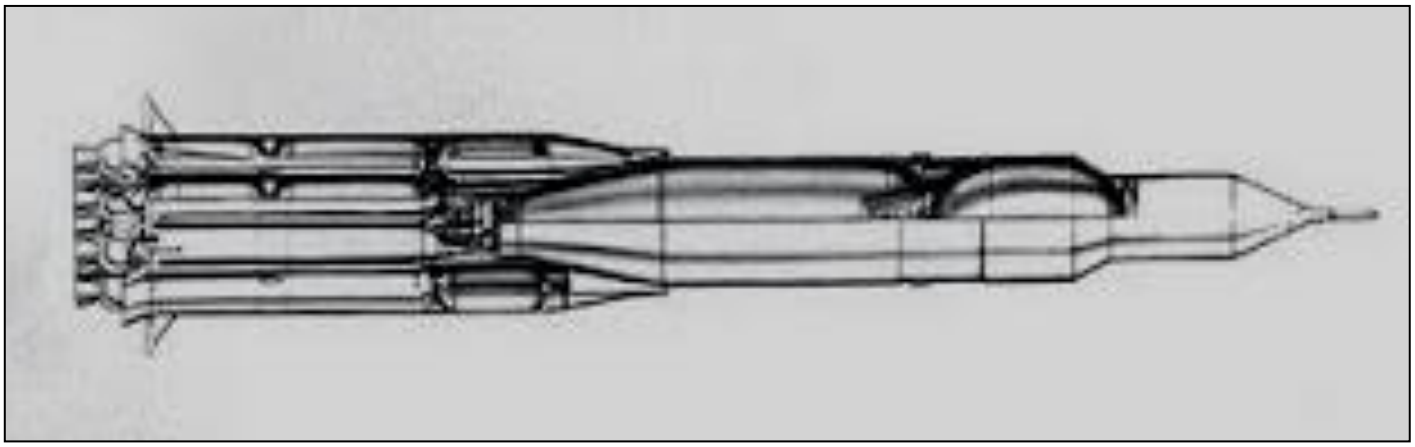

4
5
6
3
2
1
7
8

Reactores IR

El 1-07-1965 el Centro Keldish crea el reactor IR-20-100 para usarlo en un motor de 36 KN y además estudia la posibilidad de emplearlo en el cohete Protón, este reactor evolucionará en el IR-100, que aparecerá en 1967, estará formado por 100 núcleos de UC-ZrC-NbC y UC-ZrC-C, con una potencia de 196 MW.

Para desarrollar el motor basado en el IR-100, Keldish colabora en principio con la OKB, pero en 1966 se delega esta labor a la oficina KB Khimavtomat.

El motor de 36 KN con el reactor IR-100 recibe el código de 11B91, aunque en 1970 el reactor cambia su denominación a 11B91-IR-100 (IRGIT) KBKhA también desarrolla en paralelo un motor de 2200 MW con un empuje de 40 Tn.



Por otro lado, el instituto Kurchátov prueba las nuevas barras de combustible en los reactores IR-20, Strelá y por último en el 11B91-IR-100.

En 1972 se transporta el reactor IVG-1 hasta el complejo Baikal-1, donde se realizan ensayos con las barras de NPO, el reactor no será activado hasta 1976.

Un año después se inaugura el segundo complejo de pruebas Baikal y el 17-09-1977 comienzan las pruebas en frío con el 11B91, el 27-03-1978 comienza la fisión dentro del 11B91, consiguiendo una potencia inicial de 25 MW.

El 3-07 y el 11-08-1978 tienen lugar las primeras pruebas del 11B91 con Hidrógeno a unas potencias de entre 33-42 MW, en total, entre 1978 y 1984 se realizaron 126 pruebas con este motor.

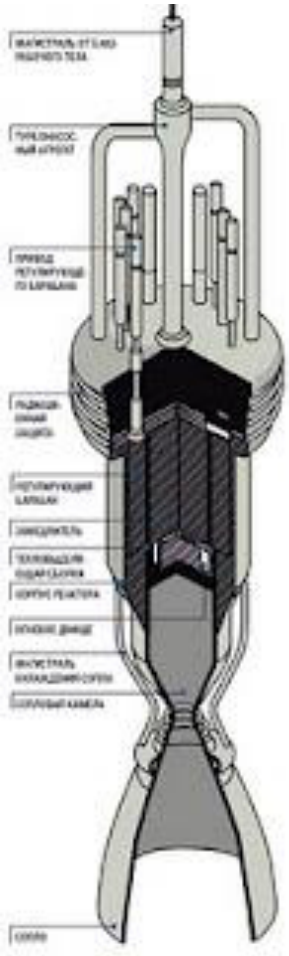
RD-0410

Se construyeron además otros dos reactores 11B91 para diversas pruebas, y se llevaron a cabo varios ensayos con los reactores IGR e IVG, también se fabricó en 1980 el 11B91Kh denominado también IRGIT-Kh, una versión del 11B91 para realizar pruebas del motor sin reactor, se realizaron un total de 247 encendidos en frío que sumaron 2832 minutos, demostrando la idoneidad del diseño.

Como resultado de todos estos ensayos, KBKhA presentó a principios de los ´80 la versión operativa del 11B91, denominada RD-0410 con un empuje de 3,5 tn y un Isp de 910 seg., el RD-0410 es un motor más pequeño que los NERVA, pero preparado desde un principio para ser empleado en una misión espacial.

La oficina KBKhA también propuso el RD-0411, con 70 tn de empuje, aunque no construyó ningún ejemplar, la experiencia a la hora de diseñar el RD-0410 le sirvió a KBKhA para construir el RD-0120, el motor criogénico más potente de la URSS, empleado en el cohete Energía, el RD-0410 presentaba una mejor relación Isp/empuje que el NERVA, además de ser muy compacto.

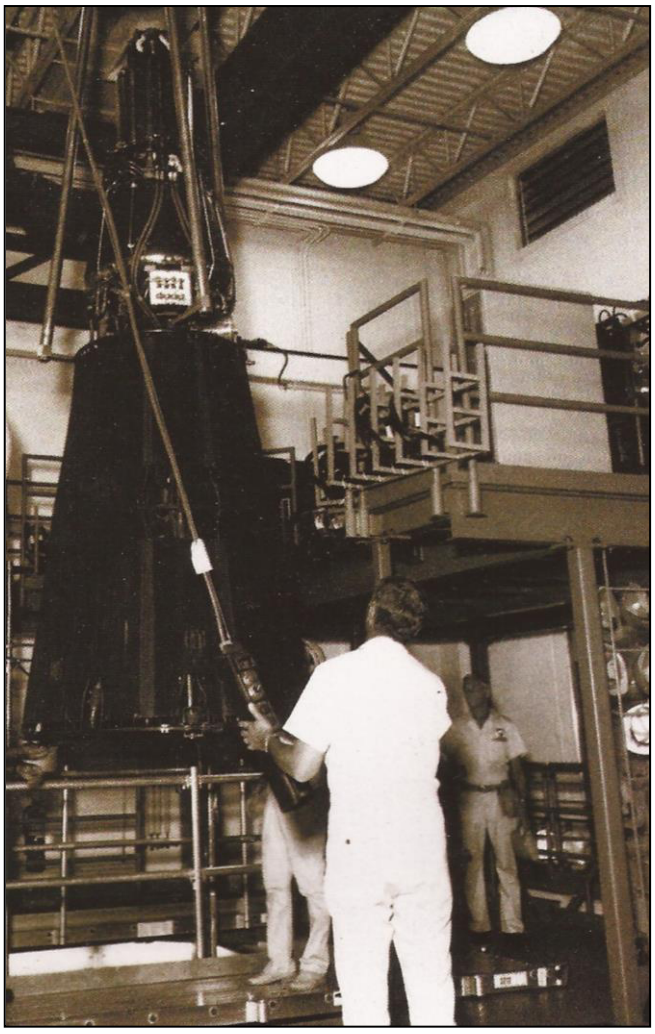
Aunque los estudios sobre YaRD continuaron en la URSS hasta 1991, el interés sobre los motores nucleares térmicos fue decayendo por la falta de un objetivo claro para su uso; a finales de la década de 1980, los ingenieros soviéticos consideraban más interesante investigar los motores bimodales (reactores que pueden funcionar al mismo tiempo como YaRD y para alimentar sistemas de propulsión nuclear eléctrica).

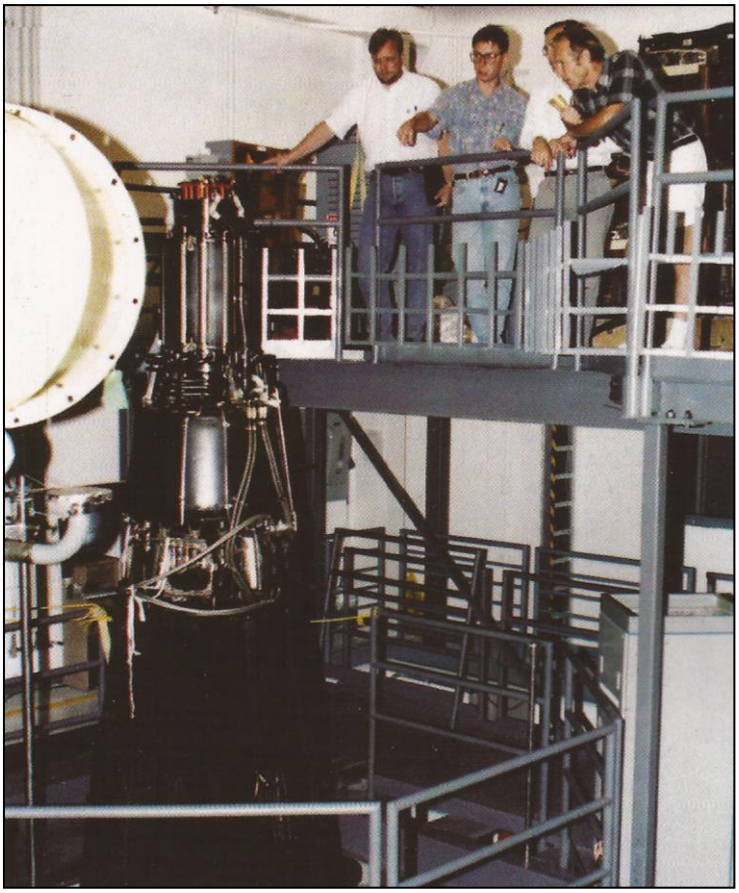


Topaz-II

También la URSS logró poner en práctica varios proyectos de minirreactores nucleares para utilizar en las necesidades energéticas de satélites militares con gran consumo energético, en su mayor parte dedicados a tareas de vigilancia estratégica, entre ellos, uno fue el Topaz-II, de forma cónica, con 3,9 m de altura y 1060 Kg de peso, el núcleo del reactor (de forma cilíndrica) posee 37,5 cm de largo y 26 cm de diámetro, el sistema de conversión energética es del tipo termiónico y puede generar una potencia calorífica de entre 115 y 135 Kw y una potencia eléctrica de 6 Kw, con las adaptaciones pertinentes resulta muy apto para la propulsión iónica.

Con el final de la Guerra Fría, y el acercamiento entre ambas superpotencias, Rusia vendió varias unidades de su minirreactor espacial Topaz-II a Estados Unidos; además de prestarle asesoramiento para su uso y apoyo técnico en algunos trabajos, aunque la tecnología del Topaz-II, incluyendo aleaciones muy superiores a las logradas en Estados Unidos, entusiasmó a los expertos y se le definió como el reactor espacial más avanzado del mundo, los recortes presupuestarios en las operaciones estadounidenses impidieron explotar la tecnología rusa tan a fondo y rápido como se esperaba.





La creación de plataformas de energía de funcionamiento continuo en el espacio o basadas en la superficie (para las estaciones lunares y marcianas) así como los sistemas de energía de propulsión para el transporte interorbital de naves espaciales utilizando motores eléctricos y de propulsión a reacción térmica es actualmente la solución de la exploración espacial y el espacio profundo.

La implementación de proyectos espaciales nucleares a gran escala es muy cara, sería razonable unir los esfuerzos de los países que investigaron y desarrollaron tecnologías nucleares espaciales.

El período actual en el desarrollo de tecnologías innovadoras y del tipo de propulsión nuclear en el espacio se caracteriza por el interés renovado en la exploración del espacio de Rusia y la República de Kazajstán.

Cualquier sistema de energía nuclear en el espacio no se puede crear sin llevar a cabo un conjunto de pruebas realizadas en tierra, al mismo tiempo, el reactor IVG-1M situado en Kazajstán es una herramienta experimental única para los ensayos de las fuentes de energía nucleares.

Los científicos de Rusia y de la República de Kazajstán se han embarcado en el trabajo práctico para mejorar el reactor IVG-1M, entre otras cosas, incluye la creación de una unidad de bucle refrigerado por gas provisto de un sistema de escape de gas cerrado para poner a prueba los componentes de fuentes de energía nuclear y de centrales nucleares.

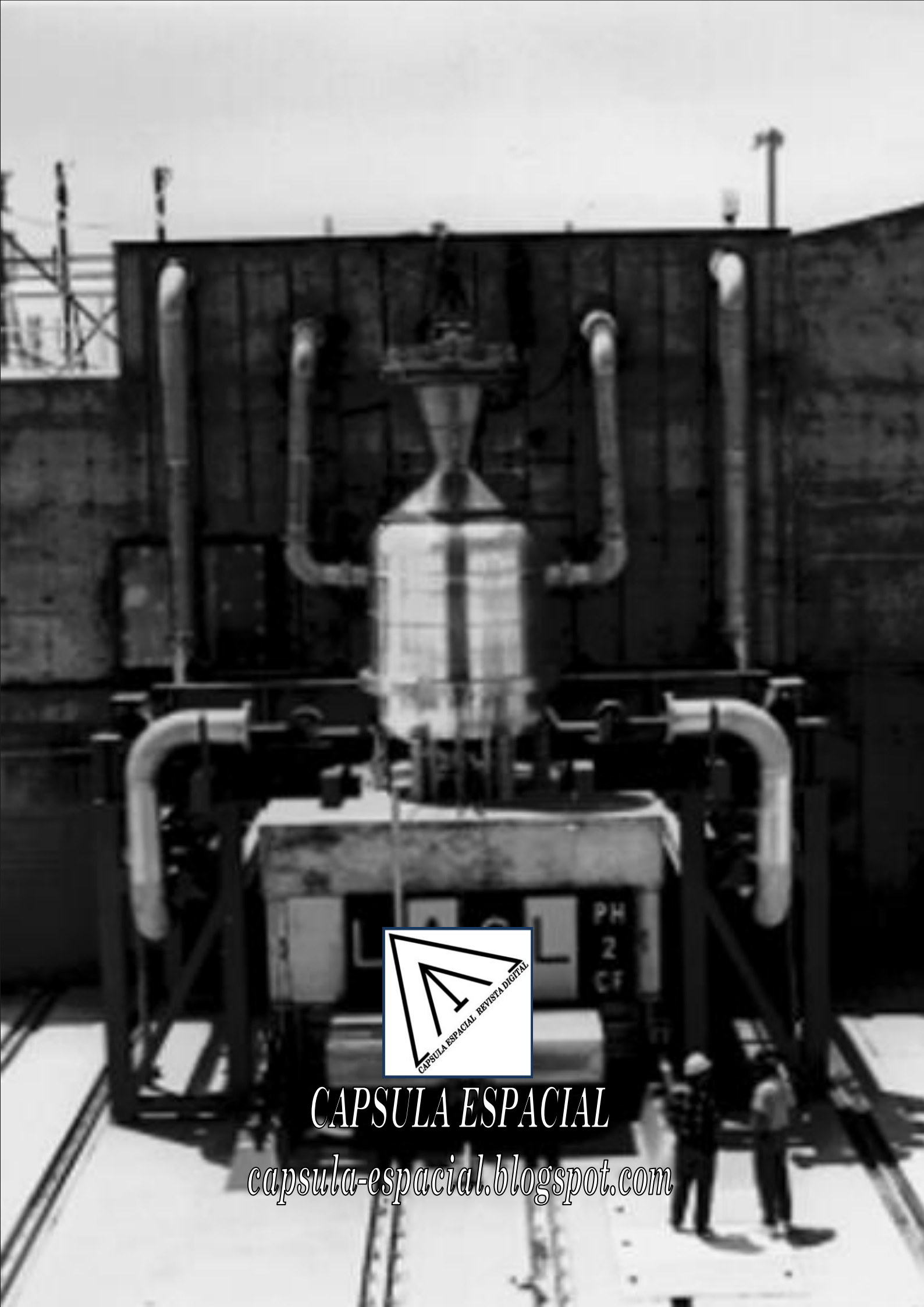
Durante 1975-1990, se llevaron a cabo pruebas a gran escala de conjuntos de combustible en el reactor IVG-1 como parte del esfuerzo de la URSS para construir un motor de cohete nuclear; desde 1990 las instalaciones nucleares de Semipalatinsk y Baikal-1 quedaron abandonadas.

Fuentes de información y fotos vertidas en la publicación

El Hombre en Marte, Exploración del Espacio, Bibl. de Divulgación Científica Muy Interesante, Orbis, 1985.

Daniel Marín, Blog Eureka.

Wikipedia, Enciclopedia virtual.



CAPSULA ESPACIAL

capsula-espacial.blogspot.com